RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO

2. **TITULO:** DISEÑO PRELIMINAR DE UN SISTEMA ROTOR DE PASO VARIABLE PARA AUTOGIROS BIPLAZA

3. **AUTORES:** Lizzette Johana Malaver Diaz, Marcelo Ianinni Guzman, Ingrid Lisseth Fuentes Bolivar, Camilo Andrés Lozada Domínguez

4. **LUGAR:** Bogota, D.C.

5. **FECHA:** Diciembre de 2011

6. **PALABRAS CLAVE:** Autogiro, Rotor, Paso vairable, ASTM, Bellcrank, CFD, Drag parasito, Escobillas, FEA, LSA, Pitch, Roll, Stall, Viga rotativa, Yaw, Perno, Servomecanismo, Palas, Aerodinámica, Rodamiento, Hub, Rotary switch, Estadística, Análisis estructural.

7. **DESCRIPCION DEL TRABAJO:** El objetivo principal de este proyecto es el diseño preliminar de un sistema rotor de paso variable para autogiros biplaza, con el fin de cambiar el rotor de paso fijo del autogiro MTO sport ubicado en guaymaral. El sistema de paso variable viene con el mecanismo que permite que las palas giren de -4º hasta 6º, además tiene todos los sistemas y componentes de alimentación y operación desde cabina. Este sistema de paso variable permite que el rendimiento de la aeronave aumente, dándole muchas ventajas frente al rotor fijo de los autogiros.

8. **LINEAS DE INVESTIGACION:** Línea de Investigación de la USB: Tecnologías actuales y Sociedad. Sub línea de Facultad de Ingeniería: Instrumentación y Control de Procesos. Campo Temático del Programa: Diseño y Construcción de aeronaves.

9. **FUENTES CONSULTADAS:** FAA. Rotorcraft Flying Handbook, Catálogo principal de productos SKF®, Catálogo WL 41 520/3 SB. Rodamientos FAG, Stanlok Group Catalogue/Nuts, Msc Industrial Supply Co. Catalogue Fasteners/Socket Head Cap Screws, Catálogo Craig Kackert Design Tech., Inc. SSPS-105 TONE SERVO Data Sheet, http://es.wikipedia.org/wiki/Rodamiento, http://www.speedpartz.com/foz-products-bell-crank-2, Diseño de elementos de máquinas. Cuarta edición. Robert L Mott P.E, Editorial Pearson, México 2006. Capitulo 8, Wikipedia. Acción de un campo magnético para el funcionamiento de un servo. Avionics fundamentals, Editorial jeppesen, Sanserson training products. BOYLESTAD Y NASHELSKY, Electrónica y teoría de circuitos, Prentice Hall, México, 1998. REYES, Carlos, Programación de Microcontroladores con PicBasic, 2da Edición, Quito. www.edutronic.com. www.microchip.com. CORRALES V. Santiago. Electrónica Práctica con Microcontroladores PIC, Quito. CASILLAS, A.L, Máquinas Cálculos de Taller, 1ra Ed, España. SHIGLEY, Joseph Edward, Diseño en ingeniería mecánica, 3ra Ed. McGraw Hill, 1965. GOÑI, Josu, Tesis: Diseño de transmisión mediante diferencial TORSEN, 2001, Universidad de católica de México. GURRUCHAGA VÁZQUEZ, José M.A, Compendio de normas para Diseño mecánico. PINTOR BOROBIA, Jesús Ma., Apuntes de la asignatura Teoría de Máquinas Tema 8: Mecanismos de contacto directo: engranajes, Escuela técnica superior de Ingenieros Industriales y de

Telecomunicaciones. 1997. ZINOVIEV, V. Teoría de los mecanismos y las máquinas, Editorial MIR, 1969. MÁQUINAS CÁLCULOS DE TALLER. A.L. CASILLAS. Ediciones, España, Capitulo 3. Diseño y selección del mando a correas en "V", de la escuela provincial de educación técnica nº1-Santa rosa-TIP Electromecánica- Marzo de 2005. http://www.doctronics.co.uk/gt_4.htm. http://www.toddspraker.com/pics-htm/rotary-switch.htm. DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN, tesis de grado, Carlos Eduardo Contreras, Universidad de San Buenaventura, 2008. Flight and Operation Manual for Gyroplane MTOsport, autogiro. The Aerodynamics of Gyroplanes, CAA Paper 2009/02, British Civil viation Authority, 2010. LEISHMAN, J. Gordon, Principles of Helicopter Aerodynamics, 2000. Aeroelastic Modelling of Gyroplane Rotors, PhD. Thesis,Trchalik Josef, 2009. Aircraft Performance And Desing (John D. Anderson, Jr.). AirplaneDesing, parte I (Dr. JanRoskam), AircraftDesing. A Conceptual Approach (Daniel P. Raymer). AircraftStructuresforengineeringstudents, cuarta edición (T.H.G. Megson). Hibbeler R.C. Mecanica de materiales Sexta edición, 2006. Pag 435. Allen David. Introduction to aerospace structural analysis. Texas A&M University. 1985. Pag 169. MIL-HDBK-5J.

10. **CONTENIDOS:** Un autogiro es una aeronave más pesada que el aire, de ala rotatoria similar a un helicóptero, pero con un modo de vuelo similar a un avión. En los autogiros la sustentación es proporcionada por un rotor, donde el funcionamiento se asemeja a un molino de viento, gracias a un estado de flujo de aire a través del rotor llamado "Autorrotación". En este estado de operación del rotor, el flujo de aire que atraviesa el rotor genera unos vectores de fuerza que impulsan la rotación del rotor, y al mismo tiempo producen la sustentación necesaria para elevar la aeronave. Gracias a este modo de operación no se hace necesario tener un rotor de cola u otro dispositivo que produzca un anti torque que compense el torque generado en el fuselaje debido a la potencia suministrada al rotor por parte de un motor. En estas aeronaves el motor se utiliza de la misma manera que en las aeronaves de ala fija, con el fin principal de proveer empuje y velocidad a la aeronave. Sin embargo en algunas etapas de vuelo se puede utilizar el motor para otros fines, como desviar parte de la energía del motor para iniciar la rotación de las palas del rotor del autogiro. Para la estabilidad de estas aeronaves se utiliza un empenaje o cola con una geometría similar a la de los aviones convencionales, que provee de control y estabilidad en el sentido de yaw y solo estabilidad en el sentido de pitch.

11. **METODOLOGIA:** El desarrollo de la tesis se basara en la documentación disponible actualmente en libros, revistas, pdf´s, artículos y páginas virtuales, que se relacionan con el diseños, performance y aerodinámica de los autogiros. Al igual se hará uso de información, correspondiente a la aplicación de la estadística en proyectos ingenieriles, desarrollo de códigos de programación en Matlab, diseño de mecanismos y partes de maquinas, que permitirán el desarrollo total de la tesis. Otra fuente de información de la cual se dispondrá, serán los recursos ofrecidos por la Universidad, como profesores y laboratorios.

12. **CONCLUSIONES:**

Estadística:

- El uso de la estadística en el diseño de aeronaves, permite reducir el tiempo de pre estudios, e investigaciones, que generan alto costo y demoras a la hora de plantear soluciones a un problema determinado. Para el desarrollo de este proyecto, fue de gran ayuda, ya que durante el proceso de recolección de datos se obtuvo información valiosa, tanto de la estructura como del performance de estas aeronaves, y con la cual fue posible realizar graficas de dispersión estadística donde se relacionaron algunos de los datos, permitiendo obtener un punto de partida sustentado en referencias reales, para realizar el diseño del rotor de paso variable.
- En la etapa de recolección de datos se procuró, obtener graficas de dispersión sobre las cuales se realizarían regresiones lineales, para obtener ecuaciones que serian usadas en el desarrollo del código en Matlab, pero debido a que la información disponible acerca de estas aeronaves es bastante reducida, la base de datos obtenida fue poco nutrida, convirtiéndose en un obstáculo ya que las ecuaciones obtenidas eran poco confiables.

Aerodinámica:

- Por medio de las hipótesis planteadas para la descripción del comportamiento aerodinámico de los elementos de pala de los rotores de autogiros, se ha logrado determinar de forma aproximada del comportamiento aerodinámico de los rotores de estas aeronaves, validando los resultados con datos experimentales y otros datos obtenidos a partir de la investigación desarrollada en otros países, que ha utilizado también métodos numéricos para la solución de estos problemas.
- El código matemático escrito en MATLAB, que determina las características aerodinámicas de los autogiros, ha demostrado ser de gran utilidad para la estimación de la envolvente de vuelo y los limites de operación de este tipo de aeronaves.
- El cambio de paso en un rotor de autogiro es un dispositivo que le aporta gran versatilidad a la aeronave, permitiéndole alcanzar mayores velocidades de desplazamiento, incrementos en la capacidad de carga y una disminución en la velocidad mínima de vuelo. Sin embargo estas ventajas deben ser preservadas con un diseño adecuado de la estructura del Hub, las palas, la cabeza del rotor y el sistema de control del cambio de paso.
- El aumento o disminución excesivo del ángulo de incidencia de las palas, puede ocasionar una desaceleración del rotor del autogiro, ocasionando una 246 disminución abrupta en el factor de carga de la aeronave y por ende una condición insegura de vuelo.
- El rango de ángulos de incidencia o de paso de las palas del rotor de un autogiro, estará limitado a valores entre -4º y 6º, teniendo como parámetro principal la producción o equilibrio del torque del rotor, de modo tal que en las condiciones en donde el torque del rotor sea inferior a 0, será una condición que se deberá evitar en lo posible para una operación normal y segura.

Diseño del rotor

- Partir de experiencias anteriores en el diseño de rotores tanto para autogiros como para helicópteros, para lograr un diseño funcional es vital porque brinda muchos puntos de vista tanto estructurales como aerodinámicos que implican aspectos

buenos y malos, importantes en el planteamiento de un nuevo diseño, ya que de alguna forma se evitaran errores que a futuro aumentaran el gasto de tiempo.

- Realizar el diseño del rotor apoyado en el del autogiro elegido, fue una gran ayuda ya que la proporción de tamaño y peso se mantuvo en buena medida y así se llego a un diseño que no representaría cambios mayores en toda la estructura del autogiro.
- Un aspecto importante a la hora de realizar un diseño, es la simplicidad de este, porque de algún modo representa menos trabajo y complejidad a la hora de la construcción, disminuyendo los costos. Esto en el diseño del rotor se logro con la división del hub en tres partes para conseguir el cambio de paso en las palas, ya que desde el punto de vista de manufactura no representa grandes complicaciones.
- El diseño de la pieza más critica partiendo de un eje, se realizo debido a que las cargas más grandes que soportaría esta serian a tensión y por experiencia se sabe que un eje estructuralmente es apto para resistir este tipo de fuerzas, por otra parte es la forma más sencilla de transmitir movimientos de rotación de una pieza a otra.

Diseño de mecanismo

- Resultó bastante útil utilizar diferentes propuestas de diseño, ya que se evalúa la perspectiva de cada uno de los autores y evidencia ventajas y desventajas con el fin de llegar a un diseño final.
- Para un diseño preliminar de cualquier tipo es necesarios establecer las necesidades que se pretenden suplir con el sistema, así como las restricciones que en este caso de no haber sido tenidas en cuenta, resultaría en un diseño que altere o viole el principio de funcionamiento de un autogiro.
- Para la selección de piezas estándar, se debe tener claro las cargas máximas y requerimientos, así como el sentido y forma en que actuarán las cargas sobre cada una de ellas, esto con el fin de evaluar que las dimensiones y materiales cumplan con las necesidades establecidas.
- La construcción de este diseño presenta facilidades en cuanto a manufactura y por ende costos ya que resulta un conjunto fácil, en su ensamble y desmonte.
- En el diseño final presentado se modifica las dimensiones originales del sistema rotor del autogiro, estos cambios en dimensiones no son exagerados, así que se consideran aceptables.
- La cantidad de piezas que componen el rotor aumenta en alrededor el doble, aunque estas nuevas piezas adicionadas son todas bastante pequeñas, por lo tanto no representan un aumento desproporcionado de peso.

Análisis estructural:

- La definición de forma tentativa de la vida que tendrá la pieza sin presentar falla por fatiga, a través de una análisis sustentado en formulas y graficas desarrolladas anteriormente, representa una gran ayuda para el diseñador, debido a que este tipo de fallas no son visibles y por lo general llevan a la destrucción de la pieza de forma repentina, condición que se torna altamente insegura, y el determinar en qué momento sucederá esta falla se convierte en un parámetro vital de diseño, por lo general esto conlleva a estudios y pruebas, que generan alto costo y gasto de tiempo.
- Por lo general el criterio de diseño para el caso de piezas sometidas a cargas estáticas, es la resistencia ultima o en su defecto el de la resistencia de fluencia del material, pero para el caso de presencia de cargas fluctuantes esto cambia, ya que se ha demostrado a través de estudios minuciosos que, la falla en estas piezas ocurre antes de que las cargas tomen valores menores o iguales al de la resistencia

ultima y en algunos casos ocurren en valores menores al de la resistencia de fluencia, es por esta razón que el análisis estructural que se realizo fue bajo el criterio de fatiga , debido a que es el que describe mejor el fenómeno de falla de la pieza bajo cargas repetidas.

DISEÑO PRELIMINAR DE UN SISTEMA ROTOR DE PASO VARIABLE PARA AUTOGIROS BIPLAZA

MARCELO IANINNI GUZMAN
LIZZETTE JOHANA MALAVER DIAZ
INGRID LISSETH FUENTES BOLIVAR
CAMILO ANDRÉS LOZADA DOMÍNGUEZ

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
Bogotá D.C
2011

DISEÑO PRELIMINAR DE UN SISTEMA ROTOR DE PASO VARIABLE PARA AUTOGIROS BIPLAZA

MARCELO IANINNI GUZMAN
20071231072
LIZZETTE JOHANA MALAVER DIAZ
20081231064
INGRID LISSETH FUENTES BOLIVAR
20071231068
CAMILO ANDRÉS LOZADA DOMÍNGUEZ
20071231062

Proyecto de grado para optar por el titulo como Ingeniero Aeronáutico

Asesor Temático,
SANTIAGO RAMÍREZ RUBIO
Ingeniero Aeronáutico

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
Bogotá D.C
2011

Notas de aceptación

Firma del presidente del Jurado

Firma del Jurado

Firma del Jurado

Bogotá D.C 24 de Octubre de 2011

Dedicatoria

Esta tesis está dedicada a nuestros padres, madres, hermanos, familiares, amigos, maestros y todas aquellas personas que han estado apoyándonos en esta etapa de nuestras vidas.

AGRADECIMIENTOS

¿Cómo decir gracias cuando hay tantas personas a quien agradecer?

Antes de cualquier agradecimiento debemos dar gracias a Dios por guiarnos constantemente por el buen camino y aunque en momentos creemos que desfallecemos, él siempre está poniendo personas buenas que están dispuestas a brindarnos su apoyo incondicional, nuestros padres y familiares, que desde que nacemos siempre están velando por nuestro bienestar y se preocupan por darnos una buena educación y hacen hasta lo imposible por vernos graduados y profesionales, a ellos agradecemos infinitamente por siempre estar apoyándonos en nuestras vidas.

A continuación agradecemos a todas las personas que Dios pone en nuestro camino por ayudarnos y guiarnos en nuestro camino.

Al Ingeniero, Aurelio Méndez por su apoyo incondicional desde segundo semestre, donde empezó nuestro amor por este proyecto y siempre estuvo apoyándonos y motivándonos a seguir adelante cuando nos veíamos frustrados y estancados, además por hacernos creer en nosotros mismos, en un grupo con excelentes capacidades y buen trabajo en equipo. Agradecemos también al ingeniero por manifestarnos lo privilegiados que habíamos sido por estudiar una carrera tan bonita y mostrarnos una cara distinta de la ingeniería, que no solo son formulas, números y cálculos, sino que también es un conocimiento empírico de lo que uno quiere y desea.

Gracias a todos los docentes de la universidad que nos enseñaron y contribuyeron a nuestra formación en el gran campo de la aviación.

Gracias al personal del hangar, Nelson, Ferney y Oscar que siempre estuvieron ahí ayudándonos y enseñándonos el manejo de las maquinas y las herramientas para la creación de nuestros proyectos.

Camilo Andres Lozada D.

Ingrid Lisseth Fuentes B.

AGRADECIMIENTOS

Cuando uno mira atrás y se da cuenta del camino que ha recorrido y de la gente que lo ha acompañado… los que han venido, de los que se han ido y de los que un permanecen, comprende…

Que todos los recuerdos que tiene de toda una vida… son de personas, y que sin ellas ese camino no hubiera sido el mismo, para bien o para mal, para forjar carácter o para disfrutar, para aprender o para enseñar…

Son tantas estas personas, que se necesitarían de varias páginas para hacer una lista de ellas, y un documento aun más extenso que esta tesis para darles los agradecimientos a cada uno de ellos.

Sin embargo creo necesario darle los agradecimientos a una persona en especial, que sin su ayuda, comprensión, colaboración, apoyo, cariño y amor, no hubiera sido posible finalizar este proceso educativo y conseguir el título de Ingeniero Aeronáutico, Mi Madre.

También quiero dar unos agradecimientos especiales a mi familia, que aunque muchas veces no entiendan de qué les hablo, siempre están dispuestos a escucharme, a interesarse por mis asuntos y a brindarme una mano con su apoyo en todo lo que necesite.

A todos los profesores que han estado dispuestos a escuchar mis preguntar y a dedicarme al menos unos minutos para resolverlas, que se que no han sido fáciles, y en especial a aquellos con los que nos hemos vuelo amigos a lo largo de este proceso.

A todos ustedes Muchas Gracias.

Marcelo Iannini Guzman

Gracias es una palabra de tan solo 7 letras, sencilla como es el sonido que genera cuando se pronuncia, pero con un significado tan grande cuando sale del corazón, hoy solo tengo que decir una y mil veces esta palabra de corazón a todas aquellas personitas que hicieron posible la culminación de esta tesis, mi proyecto de grado.

Gracias a papa Dios que es quien ha hecho todo para que las cosas me hayan salido así de bien, y es el responsable de todas las enseñanzas que me aporto este proyecto. Papito Dios hoy no te pediré nada, simplemente agradeceré porque existes en mi corazón para darme las fuerzas necesarias para salir adelante y convertirme en una gran profesional.

Gracias a mis padres Juan Malaver Corzo y Flor Marina Díaz Buitrago, por su apoyo constante, por cada noche que estuvieron presentes para darme animo, por cada palabra de aliento cada vez que se presentaron problemas y por su gran esfuerzo económico permitiéndome tener todo el tiempo disponible para el desarrollo total de la tesis, sin preocuparme por los gastos que genera asistir a una universidad.

Gracias a todos y cada uno de los profesores que aportaron críticas constructivas, para hacer de este proyecto uno de los mejores. Gracias por el tiempo que nos dedicaron cada vez que teníamos dudas.

Ingeniero Aurelio Gómez, gracias por hacer de una pequeña idea un gran proyecto, y aunque no estuviste presente hasta el final, estoy consciente de que tu aporte fue tan grande que me permitió crecer como persona y me enseño a luchar por todos los proyectos que en mi mente estén.

Ingeniero Ricardo Ríos, gracias por recordarme todas las capacidades que tengo, y por apoyarme con todo lo que usted como maestro sabe.

Gracias a mis amigos, Camilo Ariza Barrero y Carlos Eduardo Motta, quienes estuvieron presentes todo el tiempo, respaldándome con cada trabajo o actividad que se debiera hacer, cada vez que el tiempo fuera corto. Saben que los quiero mucho y que estaré aquí para ustedes ahora que comienzan este camino que hoy estoy finalizando.

Por último gracias, a mi amigo y compañero de tesis Marcelo Iannini, tú fuiste mi bastón, mi apoyo constante, el que me hizo creer que todo en la vida se puede con solo un pequeño esfuerzo. Gracias por estar ahí presente hasta el final, luchando a mi lado para sacar adelante este proyecto.

Lizzette Johana Malaver Diaz

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN 35

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 1

1.1 ANTECEDENTES 1
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA 2
1.3 JUSTIFICACIÓN 3
1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN 4
1.4.1 OBJETIVO GENERAL. 4
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS. 4
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO 5
1.5.1 ALCANCES 5
1.5.2 LIMITACIONES. 5

2. MARCO DE REFERENCIA 6

2.1 MARCO TEÓRICO CONCEPTUAL 6
2.1.1 ¿QUÉ ES UN PERFIL AERODINÁMICO? 6
2.1.2 ¿QUÉ ES UNA PALA? 7
2.1.3 ¿QUÉ ES UN ROTOR? 8
2.1.4 ¿QUÉ ES UN AUTOGIRO? 10
2.1.5 ¿CÓMO FUNCIONA UN AUTOGIRO? 11
2.1.6 ¿CUÁLES SON LOS COMPONENTES DE UN AUTOGIRO? 12
2.1.7 ¿QUÉ ES AUTORROTACIÓN? 16
2.1.8 ¿QUÉ VENTAJAS TIENEN LOS AUTOGIROS? 16
2.1.9 ¿QUÉ DESVENTAJAS TIENEN LOS AUTOGIROS? 17
2.1.10 ¿QUÉ APLICACIONES SE LES PUEDEN DAR A LOS AUTOGIROS? 17
2.1.11 ESTADÍSTICA 18
2.1.12 FATIGA EN METALES 19
2.1.13 FACTORES QUE INTERVIENEN EN EL PROCESO DE RUPTURA 19
2.1.14 MATERIALES DÚCTILES 20
2.1.15 FALLA POR FATIGA PROVENIENTE DE CARGAS VARIABLES 20
2.2 MARCO HISTÓRICO 24
2.2.1 ¿CUÁLES FUERON LOS ANTECEDENTES DEL AUTOGIRO? 24
2.2.2 ¿QUIÉN FUE EL CREADOR? 24
2.2.3 ¿CÓMO EVOLUCIONARON ESTAS AERONAVES? 25
2.2.4 ¿CÓMO LLEGO A COLOMBIA? 27
2.2.5 ¿QUÉ SUCEDE ACTUALMENTE EN EL MUNDO? 27
2.2.6 ¿QUÉ SE HA DESARROLLADO EN LA UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA? 28
2.3 MARCO LEGAL 29

2.3.1 ¿QUÉ LEYES HAY EN COLOMBIA PARA EL VUELO DE ESTOS? 29
2.3.3 ¿QUÉ ESTÁNDARES EXISTEN PARA LA CONSTRUCCIÓN DE ESTOS? 31
2.3.4 ¿CUÁLES DEBEN SER LOS PARÁMETROS DE DISEÑO POR NORMATIVIDAD? 32

3. METODOLOGÍA 34

3.1 DIAGRAMA DE FLUJO 34
3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN 34
3.3 TECNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN 34

4. DESARROLLO INGENIERIL 35

4.1 RECOLECCIÓN DE DATOS DE AUTOGIROS 35
4.1.1 ANÁLISIS COMPARATIVO DE DIÁMETRO DE DISCO VS MTOW 39
4.1.2 ANÁLISIS COMPARATIVO DE LA CARGA DISCAL VS PESO MÁXIMO AL DESPEGUE. 42
4.1.4 ANÁLISIS COMPARATIVO DE LA CARGA DE POTENCIA VS PESO MÁXIMO 44
4.1.5 ELECCIÓN DEL AUTOGIRO 46
4.2. AERODINAMICA DE ROTORES DE AUTOGIROS 48
4.2.1 TEORÍA DE ELEMENTO DE PALA PARA HELICÓPTEROS (BET) 49
4.2.2 DIAGRAMA DE FLUJO DEL PROCESO LLEVADO A CABO EL CAPITULO DE AERODINÁMICA DE AUTOGIROS. 50
4.2.3 ESTADOS DE FLUJO DE AIRE DE LOS ROTORES 51
4.2.4 PERFILES AERODINÁMICOS UTILIZADOS EN ROTORES DE AUTOGIROS 55
4.2.5 APROXIMACIÓN ANALÍTICA A LA AERODINÁMICA DE LOS ROTORES DE AUTOGIROS 56
4.2.6 ARQUITECTURA DEL CÓDIGO DESARROLLADO PARA LOS CÁLCULOS AERODINÁMICOS. 59
4.2.6.1 Determinación del coeficiente de Lift para cada elemento de las palas 66
4.2.6.2 Determinación del coeficiente de Drag para cada elemento de las palas 71
4.2.6.3 Determinación del coeficiente de Momento para cada elemento de las palas 76
4.2.6.4 Coeficiente de Thrust 78
4.2.6.5 Coeficiente de Tracción 78
4.2.6.6 Coeficiente de No-Tracción 78
4.2.6.7 Fuerzas aerodinámicas en cada elemento de las palas 79
4.2.6.8 Fuerza centrifuga 79
4.2.6.9 Momentos debidos a las fuerzas en los elementos de pala 80
4.2.6.10 Sumatoria de fuerzas en cada pala 81
4.2.6.11 Centroides de las fuerzas en cada pala 82
4.2.6.12 Fuerzas aerodinámicas en el rotor 82
4.2.6.13 Relaciones de performance básico de autogiros 84
4.2.7 RESULTADOS INÍCIALES DE LA AERODINÁMICA DE LOS AUTOGIROS 85
4.2.8 REVISIÓN INICIAL DEL PROGRAMA DE CÁLCULOS AERODINÁMICOS EN UN RANGO DE 0^o A 90^o DE INCLINACIÓN DEL ROTOR 98

4.2.9 OPTIMIZACIÓN DEL PROGRAMA ANALÍTICO DE AERODINÁMICA DE ROTORES DE AUTOGIROS. 105
4.2.10 COMPARACIÓN ENTRE LOS DATOS INICIALES Y LOS RESULTADOS ACTUALES DE AERODINÁMICA PARA UN CASO PUNTUAL. 114
4.2.11 VARIACIÓN DE LOS PARÁMETROS DE AERODINÁMICA Y PERFORMANCE CON RELACIÓN A LA VELOCIDAD DE AVANCE Y ROTACIÓN DEL AUTOGIRO. 123
4.2.12 ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LOS ELEMENTOS DEL ROTOR EN LOS 360º DE ROTACIÓN. 136
4.2.13 SELECCIÓN DE LA FASE CRÍTICA DE OPERACIÓN DEL ROTOR DE ACUERDO A LAS CARGAS AERODINÁMICAS. 152
4.2.14 MEJORAS EN LAS CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS DE UN AUTOGIRO CON ROTOR DE PASO VARIABLE 154
4.3 DISEÑO CONCEPTUAL 155
4.3.1 DIAGRAMA DE FLUJO DISEÑO DE MECANISMO DE PASO VARIABLE 155
4.3.2 TIPOS DE ROTORES 155
4.3.2.1 Rotor tambaleante o semi-rígido 155
4.3.2.2 Rotor articulado 156
4.3.2.3 Rotor sin articulación o rígido 157
4.3.2.4 Rotor sin ninguna articulación 157
4.3.3 COMPONENTES DEL ROTOR DE UN AUTOGIRO 158
4.3.4 IDENTIFICACION DE NECESIDADES 158
4.3.5 PROPUESTAS DE DISEÑO 159
4.3.5.1 Propuesta 1 159
4.3.5.2 Propuesta 2 160
4.3.5.3 Propuesta 3. 160
4.3.5.4 Propuesta 4 161
4.3.6 ELECCION DEL DISEÑO 161
4.4 DISEÑO PRELIMINAR DEL ROTOR 164
4.4.1 DISEÑO PRELIMINAR NO. 1: CAMBIO DE PASO MEDIANTE ENGRANAJES CÓNICOS 164
4.4.2 DISEÑO PRELIMINAR NO. 2: SISTEMA DE PALANCAS Y BELLCRANKS. 166
4.4.2.1 Materiales 172
4.4.2.2 Uniones. 176
4.4.2.4 Teeter Bolt 178
4.4.3 DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DEL PASO DEL ROTOR BASADO EN PALANCAS Y BELLCRANKS. 178
4.4.3.1 Cálculos del sistema de palancas. 181
4.4.4 ALIMENTACIÓN DEL SERVOMECANISMO PARA EL ROTOR DE PASO VARIABLE. 185
4.4.5 FUNCIONAMIENTO Y CONEXIÓN DE LAS ESCOBILLAS. 190
4.4.6 SERVO 194
4.4.7 DISEÑO DEL SISTEMA PRE-ROTADOR. 199
4.4.8 ¿CÓMO SE OPERA EL PRE-ROTADOR DESDE CABINA? 200
4.4.9 SELECCIÓN DE LA CORREA EN "V" 199

4.4.10 SISTEMA DE CONTROL DEL ROTOR PRINCIPAL 207
4.4.10.1 Pitch 208
4.5 ANÁLISIS ESTRUCTURAL 212
4.5.1 TRAYECTORIA DE LAS CARGAS 212
4.5.2 ANÁLISIS DE FATIGA 213
4.5.3 ELECCIÓN DE LA PIEZA CRITICA 213
4.5.4 ANÁLISIS DE ESFUERZOS COMBINADOS 217
4.5.5 ANÁLISIS POR CONCENTRACIÓN DE ESFUERZOS 220
4.5.6 VIDA ÚTIL DE LA PIEZA 221
4.5.7 VIDA ÚTIL PARA ACERO MARTENSITICO AISI GRADO 18 223
4.5.8 ANÁLISIS POR EL MÉTODO ESFUERZO-VIDA 224
4.5.9 LÍMITE DE RESISTENCIA A LA FATIGA 224
4.5.10 RESISTENCIA A LA FATIGA 225
4.5.11 LOS FACTORES QUE MODIFICAN EL LÍMITE DE RESISTENCIA A LA FATIGA 226
4.5.12 ESFUERZOS FLUCTUANTES 230
4.5.13 CRITERIOS DE FALLA POR FATIGA ANTE ESFUERZOS VARIABLES 230
4.6 SIMULACIONES ESTRUCTURALES REALIZADAS EN SOFTWARE DE FEA "ANSYS" 234
4.6.1 FACTOR DE CARGA = 1 2385
4.6.2 FACTOR DE CARGA = 0 238
4.6.3 FACTOR DE CARGA = 3.5 239
4.6.4 ANÁLISIS POR FATIGA EN ANSYS 242

5. PRESENTACION DE RESULTADOS 244

6. CONCLUSIONES 244

7. RECOMENDACIONES 248

BIBLIOGRAFÍA 249

ANEXOS 251

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Componentes de un perfil aerodinámico 7
Figura 2. Rotor de helicóptero 9
Figura 3. Rotor de autogiros 9
Figura 4. Diagrama S-N 21
Figura 5. Primeros ciclos de deformación cíclica controlada 22
Figura 6. Autogiro C-6 26
Figura 7. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 2 plazas 39
Figura 8. McDonnell XV-1 40
Figura 9. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 4 plazas o más 40
Figura 10. MTOW/EW vs MTOW para autogiros de 2 plazas 41
Figura 11. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 4 plazas o más 42
Figura 12. Carga discal vs MTOW 43
Figura 13. Carga discal vs MTOW 44
Figura 14. Carga de potencia vs MTOW 45
Figura 15. Carga de potencia vs MTOW para 4 plazas o mas 46
Figura 16. Características del autogiro escogido para la modificación del rotor 47
Figura 17. Variación de la velocidad inducida en función de la velocidad de ascenso o descenso, basada en la teoría de Momentum 53
Figura 18. Potencia total requerida en función de la velocidad de ascenso o descenso 53
Figura 19. Estados de flujo de aire a través de rotores de helicópteros 55
Figura 20. Perfil aerodinámico de la pala de un autogiro 55
Figura 21. Vista lateral de los triángulos de velocidades en los autogiros 57
Figura 22. Vista superior de velocidades en autogiros 58
Figura 23. Vista frontal de las velocidades en los autogiros 59
Figura 24. Divisiones del rotor para realizar un estudio de elementos discretos 60
Figura 25. Triángulos de velocidades y fuerzas en la pala de avance 61
Figura 26. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de flujo reverso 62
Figura 27. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de velocidad en X igual a cero. 63
Figura 28. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de operación normales 63
Figura 29. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de avance con un ángulo de incidencia distinto de 0º 65
Figura 30. Comportamiento del coeficiente del Lift del perfil NACA 8H12 en función del ángulo de ataque, válido para ángulos entre -8º y 12º 67
Figura 31. Comportamiento del coeficiente de Lift del perfil NACA 0012 en ángulos de ataque desde 0º hasta 180º 68

Figura 32. Comparación entre los datos experimentales y la regresión matemática del comportamiento del coeficiente de Lift del perfil NACA 0012 de 0º a 180º 69
Figura 33. Variación del coeficiente de Lift en función del número Mach 70
Figura 34. Comportamiento del coeficiente de Drag en función del coeficiente de Lift del perfil NACA 8H12, válido para ángulos de ataque entre -8º y 12º 71
Figura 35. Comparación entre el coeficiente de Drag de los datos experimentales y la regresión matemática de la curva 72
Figura 36. Comportamiento del coeficiente de Drag en función del ángulo de ataque del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 180º 73
Figura 37. Comparación del coeficiente de Drag de los datos experimentales y la regresión matemática desde 0º hasta 180º 74
Figura 38. Comportamiento del coeficiente de Drag del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 360º 74
Figura 39. Incremento del coeficiente de Drag en función del número Mach 76
Figura 40. Comportamiento del coeficiente de momento del perfil NACA 0012 en ángulos desde 0º hasta 360º 77
Figura 41. Comparación del coeficiente de momento de los datos experimentales y la regresión matemática del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 180º 77
Figura 42. Distribución de velocidades y ángulos de ataque en los elementos de pala del rotor de un autogiro 87
Figura 43. Distribución de coeficientes de Lift, Drag y Lift/Drag en las palas del rotor de un autogiro 88
Figura 44. Distribución de fuerzas de Lift y Drag en el rotor de un autogiro 90
Figura 45. Distribución de las fuerzas de Thrust, Tracción y sus componentes 91
Figura 46. Comparación entre la distribución del coeficiente de Lift/Drag y la tracción o el torque 94
Figura 47. Distribución de momentos en las palas del rotor debidos a las fueras aerodinámicas 95
Figura 48. Distribución del momento aerodinámico y su coeficiente a lo largo del rotor 96
Figura 49. Comportamiento del Thrust y el Torque en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 99
Figura 50. Comportamiento de la Tracción y la no Tracción en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 100
Figura 51. Comportamiento del momento aerodinámico y el ángulo de coneo en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 101
Figura 52. Comportamiento del Thrust, Tracción y Torque total del rotor desde 0º hast 90º de inclinación del rotor 102
Figura 53. Comportamiento del Momento, Momento de batimiento y Tip speed ratio del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 103
Figura 54. Comportamiento del factor de carga y los coeficientes de Thrust, Lift, Drag y fuerza resultante del rotor 104

Figura 55. Vista frontal de un autogiro, con batimiento en las palas para balancear el Thrust 106
Figura 56. Comportamiento del Thrust y el Torque en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 107
Figura 57. Comportamiento de la velocidad de batimiento de las palas necesario para equilibrar las fuerzas de Thrust de ambas palas 108
Figura 58. Comportamiento de la Tracción y la no Tracción en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 109
Figura 59. Comportamiento del momento aerodinámico y el ángulo de coneo en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor. 110
Figura 60. Comportamiento del Thrust, Tracción y Torque total del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor. 111
Figura 61. Comportamiento del Momento, Momento de batimiento y Tip speed ratio del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor 112
Figura 62. Comportamiento del factor de carga y los coeficientes de Thrust, Lift, Drag y fuerza resultante del rotor 113
Figura 63. Comparación entre el comportamiento del coeficiente de fuerza resultante obtenida a partir de los cálculos aerodinámicos realizados y los datos experimentales 114
Figura 64. Distribución de velocidades y ángulos de ataque en los elementos de pala del rotor de un autogiro. 118
Figura 65. Distribución de coeficientes de Lift, Drag y Lift/Drag en las palas del rotor de un autogiro. 119
Figura 66. Distribución de las fuerzas de Thrust, Tracción, y sus componentes 120
Figura 67. Distribución de momentos en las palas del rotor debidos a las fuerzas aerodinámicas. 121
Figura 68. Comparación entre la distribución del coeficiente de Lift/Drag y la tracción o el torque 122
Figura 69. Distribución del torque en las palas de un helicóptero en estado de autorrotación vertical 123
Figura 70. Representación de matrices multidimensionales 124
Figura 71. Variación del factor de carga del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 126
Figura 72. Variación del factor de carga del rotor en función de la relación de velocidades en la punta de la pala (μ). 127
Figura 73. Variación del torque del rotor en función velocidad de desplazamiento y rotación del autogiro. 128
Figura 74. Variación del torque del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas (corregido) 129
Figura 75. Comportamiento del torque en función al tip speed ratio (μ). 130
Figura 76. Comportamiento del coeficiente de Lift/Drag del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 131

Figura 77. Comportamiento del coeficiente de Thrust del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 132
Figura 78. Comportamiento del coeficiente de Thrust en función del tip speed ratio (μ) 133
Figura 79. Variación de la velocidad de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 134
Figura 80. Variación del momento de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 134
Figura 81. Variación del momento de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas (corregido)..... 135
Figura 82. Variación del momento aerodinámico ejercido por las palas del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas 136
Figura 83. Representación de los 360º del rotor en función del radio del elemento y la posición acimutal de la pala..... 137
Figura 84. Distribución de la velocidad horizontal en los elementos del rotor..... 139
Figura 85. Distribución de la velocidad vertical en los elementos del rotor. 139
Figura 86. Distribución de la velocidad total en los elementos del rotor. 140
Figura 87. Distribución de los ángulos de ataque de los elementos del rotor. 141
Figura 88. Comportamiento del coeficiente de Lift en los elementos de pala del rotor 142
Figura 89. Comportamiento del coeficiente de Drag en los elementos de pala del rotor. 143
Figura 90. Comportamiento del coeficiente de Lift/Drag en los elementos de pala del rotor. 144
Figura 91. Comportamiento de la fuerza de Thrust en los elementos de pala del rotor. 144
Figura 92. Comportamiento de la fuerza de Tracción en los elementos de pala del rotor. .. 145
Figura 93. Comportamiento del torque en los elementos de pala del rotor. 146
Figura 94. Comportamiento del torque en los elementos de pala del rotor obtenido de la tesis de doctorado “Aeroelastic Modelling of Gyroplane”..... 146
Figura 95. Comportamiento del coeficiente de momento en los elementos de pala del rotor. 147
Figura 96. Comportamiento del momento aerodinámico en los elementos de pala del rotor. 148
Figura 97. Comportamiento del Thrust, Torque, Momento y Ángulo de coneo de las palas en el rotor. 149
Figura 98. Comportamiento de los parámetros de performance (1) del rotor en los 360º de giro. 151
Figura 99. Comportamiento de los parámetros de performance (2) del rotor en los 360º de giro. 152
Figura 100. Rotor semi-rígido. 156
Figura 101. Rotor articulado. 156
Figura 102. Rotor rígido. 157
Figura 103. Rotor con paso fijo y sus componentes..... 158
Figura 104. Rotor propuesta 1..... 159

Figura 105. Rotor propuesta 2. 160
Figura 106. Rotor propuesta 3. 160
Figura 107. Rotor propuesta 4. 161
Figura 108. Representación gráfica diseño rotor y sus componentes exteriores. 164
Figura 109. Representación gráfica diseño rotor inicial y sus componentes interiores. 164
Figura 110. Sentido de giro de galleta de servo y ejes. 165
Figura 111. Hub 167
Figura 112. Explosionado parte central del Hub 167
Figura 113. Ensamble eje con la parte central del Hub. 168
Figura 114. Ensamble parte externa del Hub con la pala. 169
Figura 115. Ensamble del Teeter Bolt con el Hub. 169
Figura 116. Cabeza rotora con el Teeter Bolt. 170
Figura 117. Topes del rodamiento 170
Figura 118. Características del rodamiento 171
Figura 119. Palas Autogyro MTO Sport 172
Figura 120. Propiedades físicas del aluminio 2024 174
Figura 121. Propiedades físicas del aluminio 7075 174
Figura 122. Especificaciones geométricas y materiales de cada tornillo 177
Figura 123. Precios de los tornillos 178
Figura 124. Diseño del sistema de control de paso basado en palancas 179
Figura 125. Vista lateral del sistema de palancas y bellcranks. 180
Figura 126. Vista superior del sistema de palancas y bellcranks de cambio de paso. 180
Figura 127. Análisis de fuerzas y momentos de entrada del sistema 181
Figura 128. Análisis del sistema de palancas central 181
Figura 129. Análisis de fuerzas del mecanismo del servo 182
Figura 130. Triángulos de fuerzas sobre la corona del servo 182
Figura 131. Componentes del rotor. 185
Figura 132. Instrumentos de navegación y la adición de la perilla para el cambio de paso del rotor 186
Figura 133. Sistema rotory switch 187
Figura 134. Sistema de conexión de la perilla al micro-controlador. 187
Figura 135. Diagrama de caja del sistema de la perilla 188
Figura 136. Recorrido de la señal desde la perilla hasta la escobilla. 188
Figura 137. Escobillas 190
Figura 138. Contacto de las escobillas con la cabeza del rotor. 190
Figura 139. Conexión de los cables del servo a las placas de la cabeza del rotor 191
Figura 140. Diagrama de alimentación del servo. 191
Figura 141. Diagrama eléctrico del servo 192
Figura 142. Puente Wheatstone y amplificador diferencial 194
Figura 143. Acción del campo magnético 194
Figura 144. Principio de operación de un servo. 195

Figura 145. Principio de control de un servo motor. 196
Figura 146. Modulación de pulsos de control en un servo. 198
Figura 147. Sistema pre-rotador del autogyro MTO sport. 200
Figura 148. Palanca de mando del Autogyro MTO sport. 200
Figura 149. Diagrama del sistema del pre-rotador. 201
Figura 150. Sistema de engranajes cónicos rectos. 202
Figura 151. Grafico de selección del perfil de correas. 204
Figura 152. Transmisión de poleas y sistema de embrague. 205
Figura 153. Ensamblaje total del pre-rotador. 206
Figura 154. Sistema pre-rotador Autogiro Guaymaral 207
Figura 155. Sistema de ejes de rotación. 207
Figura 156. Componentes y desplazamientos del movimiento en pitch. 208
Figura 157. D*iagrama de* fuerzas aplicadas a las palancas de mando 209
Figura 158. Dimensiones de las palancas. 210
Figura 159. Trayectoria de las cargas del rotor 212
Figura 160. Eje de cambio de paso de las palas 213
Figura 171. Grafico de concentración de esfuerzos. 220
Figura 172. Best-fit S/N curves for notched, K_t=3, 17-4PH (H900) bar, longitudinal direction 223
Figura 173. Correlative Information for figure 172 223
Figura 174. Límites de resistencia a la fatiga contra resistencias 225
Figura 175. Sensibilidad a la muesca. 229
Figura 176. Esfuerzo fluctuante sinusoidal 230
Figura 177. Diagrama de fatiga donde se relacionan 5 criterios 231
Figura 161. Cargas y apoyos del modelo virtual utilizado para la simulación estructural 234
Figura 162. Deformación total del rotor con una condición de carga de 1. 235
Figura 163. Esfuerzo equivalente de Von Misses en el eje de rotación con una condición de carga de 1. 236
Figura 164. Factor de seguridad mínimo del rotor en condición de crucero. 237
Figura 165. Análisis de Von Misses en los ejes del paso variable 238
Figura 166. Deformación total del rotor de paso variable 239
Figura 167. Esfuerzo equivalente de Von Misses 240
Figura 168. Factor de seguridad 241
Figura 169. Representación de la actividad cíclica de la pieza critica 242
Figura 170. Vida útil 243

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Autogiros sometidos a estudio estadístico 37
Tabla 2. Parámetros de entrada de los cálculos aerodinámicos 85
Tabla 3. Constantes del perfil aerodinámico NACA 8H12 86
Tabla 4. Conversión de unidades de velocidades y ángulos 86
Tabla 5. Resultados del código matemático para el caso de las fuerzas, sus centroides y coeficientes de las dos palas del rotor 92
Tabla 6. Torque total y momento de batimiento de las palas y el rotor 95
Tabla 7. Momentos y coeficientes de momento totales de las palas y el rotor del autogiro .. 97
Tabla 8. Fuerzas totales, coeficientes y parámetros de rendimiento del rotor 97
Tabla 9. Comparación entre los resultados obtenidos con batimiento y sin batimiento de las palas 115
Tabla 10. Fases críticas de vuelo. 153
Tabla 11. Cargas criticas de operación del rotor. 153
Tabla 12. Comparación cualitativa de las propuestas. 161
Tabla 13. Resultados de fuerzas y momentos del sistema de control 184
Tabla 14. Instrumentos del panel de control de piloto de un autogiro. 185
Tabla 15. Características de las correas en “V” tipo “B”. 204
Tabla 16. Dimensiones de la pieza 214
Tabla 17. Condición de factor de carga = 1 215
Tabla 18. Condición de factor de carga = 0 216
Tabla 19. Condición de factor de carga = 3,5 216
Tabla 20. Resultados de los cálculos estructurales en la sección critica de la pieza de análisis en la pala de retroceso 219
Tabla 21. Factor de superficie 227

LISTA DE ANEXOS

ANEXO A. Diagrama de flujo de la metodología de investigación de la tesis. 251
ANEXO B. Ficha técnica de los diferentes autogiros en el mundo..... 252
ANEXO C. Evaluación de la fase crítica de operación del rotor. 270
ANEXO D. Selección del rodamiento, Datos técnicos y vida nominal..... 291
ANEXO E. Data sheet del servo SSPS-105 294
ANEXO F. Instrumentos de un autogiro 295
ANEXO G. Tablas de especificación de los materiales..... 297
ANEXO H. Acero AISI grado 18 NI..... 299
ANEXO I. Aplicativo de cálculos aerodinámicos para autogiros. ……300
ANEXO J. Planos del sistema del rotor de paso variable ……..…300
ANEXO K.Video de animación del funcionamiento del sistema de palancas y bellcranks..300
ANEXO L. Rotulas seleccionadas para el mecanismo de cambio de paso……..301
ANEXO M. Regresión lineal a graficas de dispersión estadística……303

GLOSARIO

ASTM: (American Society for Testing Materials) organización encargada del desarrollo de estándares internacionales utilizadas en todo el mundo para mejorar la calidad, seguridad, accesibilidad y fabricación de productos.

BELLCRANK: es un tipo de manivela con forma de “L” que transforma el sentido de movimiento en un angulo de 90° al sujetar en sus extremos links, cuerdas o guayas, y girando alrededor de un eje ubicado en el centro de la geometría.

CFD: (Computational Fluid Dynamics) es la rama de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver problemas de fluidos.

CONTROL CICLICO: control independiente del ángulo de incidencia de las palas de un helicóptero que modifica el paso de cada pala dependiendo de su posición acimutal utilizando un *swashplate* que consiste en un disco giratorio y un disco estático, conectados por medio de un rodamiento, que permite controlar el ángulo de las palas y a su vez el comportamiento del helicóptero al girar el *swashplate*.

CONTROL COLECTIVO: control del ángulo de incidencia de todas las palas del rotor de un helicóptero mediante el desplazamiento axial del *swashplate*.

CUPROTITANIO: que se produce por la reducción de rutilo al que se ha añadido cobre y el manganotitanio, que se obtiene reduciendo el rutilo al que se ha añadido manganeso u óxidos de manganeso.

DRAG PARASITO: es el componente del Drag que se debe a la separación del flujo de aire que se presenta en cualquier cuerpo que se desplace dentro de un fluido.

DUREZA BRINELL: es la medición de la dureza en un material a través del método de identacion, tomando la medida de la penetración de un objeto en el material a estudiar.

ENDURECIMIENTO SUPERFICIAL: consiste en modificar la superficie del material sin alterar su condición química, en este caso la microestructura del componente es modificada en su región más superficial, bien mediante medios térmicos o mecánicos, para incrementar su dureza.

ESCOBILLAS: dispositivos electrónicos que se encargan de establecer una conexión entre un componente estacionario y otro rotatorio, transmitiendo energía y señal desde un componente al otro.

EW: (Empty Weight) peso en vacio de la aeronave, que incluye el peso de la estructura, motores, equipos, instalaciones, instrumentos y todos los demás componentes que se consideren como parte integral de la aeronave.

FEA: (Finite Element Analysis) es una técnica numérica para encontrar soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales parciales. Este método es ampliamente utilizado en aplicaciones de ingeniería que trabaja con problemas estructurales, termodinámicos, electro-magnéticos y de fluidos, reduciendo el costo, peso y tiempo de fabricación de los componentes analizados.
FERRO CARBONO: titanio, que se obtiene reduciendo la ilmenita con coque en un horno eléctrico.

LSA: (Light Sport Aircraft) aeronave pequeña y simple de volar, que tiene que cumplir con ciertas restricciones de peso y performance de acuerdo a las regulaciones aeronáuticas de cada país.

MONOCOQUE: es una técnica de construcción en donde la piel o el exterior de la aeronave soporta en gran medida las cargas estructurales. Este término también se usa para referirse a la construcción de aeronaves, en donde el exterior del fuselaje es construido en una sola pieza.

MONOTICAS: carga estacionaria

MTOW: (Maximum Take-Off Weight) peso máximo certificado de una aeronave para realizar despegues, de acuerdo a las especificaciones de performance del fabricante, incluyendo el peso del avión vacio, el peso del combustible, el peso de la carga paga y todos los demás pesos que se encuentren a bordo del avión.

PITCH: el movimiento de Pitch o Cabeceo, es la rotación de una aeronave en torno a un eje que atraviesa su centro de gravedad en el sentido de la envergadura de sus alas.

RECOCIDO: el objetivo principal de este tratamiento es “ablandar” el acero para facilitar un mecanizado posterior, el recocido no proporciona las características más adecuadas para la utilización del acero y casi siempre el material se somete a un tratamiento térmico posterior; por ello el recocido se conoce como “tratamiento térmico preliminar” y el tratamiento final es el “tratamiento térmico de calidad”.

REVENIDO: es un tratamiento térmico complementario del temple, al conjunto de los dos tratamientos de temple y revenido se le llama “bonificado”. Se calienta el acero después del normalizado o templado a una temperatura inferior al punto crítico, seguido de un enfriamiento controlado.

ROLL: es la rotación de un cuerpo alrededor de un eje longitudinal que atraviesa su centro de gravedad desde la nariz hacia la cola o empenaje de la aeronave.

STALL: la condición de stall o entrada en perdida, es una condición aerodinámica en donde la separación de la capa limite que se encuentra alrededor del perfil aerodinámico alcanza un punto crítico, en donde la fuerza normal a la cuerda se ve súbitamente disminuida.

STICK DE MANDO: Sistema de mando del piloto por medio del cual controla el pitch y roll de la aeronave, desplazando el stick lateral y longitudinalmente.

SWASHPLATE: es un dispositivo que se encarga de transmitir los movimientos del mando del piloto hacia las palas del rotor, sirviendo como componente de unión entre un conjunto estacionario (fuselaje, control del piloto) y otro conjunto giratorio (rotor y palas).

TEMPLADO: es un proceso de calentamiento seguido de un enfriamiento generalmente rápido con una velocidad crítica llamada “mínima”. En el procedimiento se calienta la aleación hasta una temperatura por debajo del punto de fusión por un periodo de tiempo específico, seguido de disminución rápida de dicha temperatura.

TRATAMIENTO TERMOQUÍMICO: son tratamientos de recubrimiento superficial en los cuales interviene un elemento químico el cual se deposita por proceso de difusión en la superficie del material.

VIGA ROTATIVA: probeta que gira con carga constante de flexión

VSTOL: aeronave con capacidades de realizar despegues y aterrizajes en distancias muy cortas o inclusive verticales.

YAW: el movimiento de Yaw o Guiñada es el giro de una aeronave o cuerpo alrededor de un eje vertical, perpendicular a la cuerda aerodinámica de sus alas, que atraviesa su centro de gravedad.

SIMBOLOGÍA

α = Ángulo de ataque del elemento de la pala (°).

$\alpha_{Cl=0}$ = Ángulo de ataque del perfil aerodinámico en donde el coeficiente de Lift es igual a cero (°).

β_{av} = Ángulo de coneo de la pala que se encuentra en avance (°).

β_{re} = Ángulo de coneo de la pala que se encuentra en retroceso (°).

δ = Angulo relativo del aire de los elementos de pala formado entre la componente de la velocidad paralela al plano de rotación (V_x) y al componente perpendicular (V_y) (radianes).

μ = Relación de velocidades tangencial y de desplazamiento en la punta de la pala que se encuentra en avance del rotor del autogiro.

Ω = Velocidad de rotación de las palas respecto al centro de rotación del rotor (rad/s).

$\Omega_{(rev)}$ = Matriz unidimensional de velocidades de rotación.

ω = velocidad angular de batimiento de las palas respecto al punto de pivote (rad/s).

φ = Ángulo de incidencia o *pitch* de las palas formado entre la cuerda y el plano de rotación de las mismas, medido desde el centro aerodinámico del perfil, ubicado al 25% de la cuerda.

Ψ = Posición angular de las palas en el rotor, teniendo como cero de referencia la posición de las palas en donde la cuerda de estas es paralela a la dirección de vuelo de la aeronave (°).

$\sum_0^Z M_{F_{cf}}$ = Momento debido a la fuerza centrifuga de la pala que se encuentra en avance (N*m).

$\sum_{-Z}^0 M_{F_{cf}}$ = Momento debido a la fuerza centrifuga de la pala que se encuentra en retroceso (N*m).

$\sum_0^Z M_{T_e}$ = Momento debido al Thrust de la pala que se encuentra en avance (N*m).

$\sum_{-Z}^0 M_{T_e}$ = Momento debido al Thrust de la pala que se encuentra en retroceso (N*m).

σ = Factor de solidez del rotor que representa la porción solida de las palas dentro del disco del rotor.

τ_{L_e} = Fuerza de Tracción debido a la fuerza de Lift en cada elemento de pala (Newton).

$-\tau_{D_e}$ = Fuerza de No Tracción debido a la fuerza de Drag en cada elemento de pala (Newton).
θ = Ángulo de inclinación del rotor hacia atrás respecto al horizonte (º).

AR = Aspect Ratio, en el caso de esta investigación, relación entre la longitud de una pala y su cuerda aerodinámica media.

$Asec$ = Ancho de las secciones de análisis que contienen el elemento discreto de análisis (m).

a = Velocidad local del sonido de acuerdo a las condiciones atmosféricas (m/s).

a = Vector de construcción que contiene los elementos de análisis del rotor.

C = Cuerda de las palas del rotor (m).

Cd = Coeficiente de Drag parasito del elemento de pala de acuerdo al perfil aerodinámico.

$Cd_{Ma=0}$ = Coeficiente de Drag del perfil aerodinámico bajo una condición sin compresibilidad del aire.

Cdi = Coeficiente de Drag inducido de los elementos de pala, basado en el coeficiente de Drag inducido de las alas de aviones convencionales.

Cdt = Coeficiente de Drag total de los elementos de pala, debido a la suma del coeficiente de Drag parasito y el Drag inducido.

$Cd_{1>Ma>0.31}$ = Coeficiente de Drag del elemento de pala corregido de acuerdo a la compresibilidad del aire en régimen subsónico.

$Cd_{Ma\geq 1}$ = Coeficiente de Drag del elemento de pala corregido de acuerdo a la compresibilidad del aire en régimen supersónico.

Cl = Coeficiente de Lift del elemento de pala de acuerdo al perfil aerodinámico.

Cl_0 = Coeficiente de Lift del perfil aerodinámico cuando el ángulo de ataque es igual a 0º.

$Cl_{Ma=0}$ = Coeficiente de Lift del perfil aerodinámico bajo una condición sin compresibilidad del aire.

$Cl_{1>Ma>0.31}$ = Coeficiente de Lift del elemento de pala corregido de acuerdo a la compresibilidad del aire en régimen subsónico.

$Cl_{Ma\geq 1}$ = Coeficiente de Lift del elemento de pala corregido de acuerdo a la compresibilidad del aire en régimen supersónico.

Cm = Coeficiente de Momento del elemento de pala de acuerdo al perfil aerodinámico.

$C_{n\tau}$ =Coeficiente de no Tracción del elemento de pala que depende de la componente del coeficiente de Drag que produce tracción negativa.

Ct = Coeficiente de Thrust del elemento de pala que depende del coeficiente de Lift y de Drag multiplicados por sus componentes angulares que producen thrust.
C_{τ} =Coeficiente de Tracción del elemento de pala que depende de la componente del coeficiente de Lift que produce tracción positiva.

D = Diámetro del rotor de la aeronave (metros).

D_e = Fuerza de Drag local en cada elemento de las palas (Newton).

D_r = Fuerza de arrastre o Drag del rotor debida a la forma del disco proyectada al aire (Newton).

D_t = Fuerza de arrastre o Drag del rotor debida a la inclinación del vector de thrust hacia atrás (Newton).

D_{Total} = Fuerza de arrastre o Drag del rotor total (Newton).

e = Eficiencia de Oswald, utilizada para la determinación del coeficiente de Drag inducido en el caso de las aeronaves de alas fijas.

F_{cf} = Fuerza centrifuga del elemento de pala (Newton).

$Fx_{\ av}$ = Cualquier fuerza total de la pala que se encuentra en avance (Newton).

$Fx_{\ re}$ = Cualquier fuerza total de la pala que se encuentra en retroceso (Newton).

k = Constante de dilatación adiabática del aire.

L = Fuerza de sustentación o Lift del rotor debida al thrust producido por el rotor (Newton).

L_e = Fuerza de Lift local en cada elemento de las palas (Newton).

Ma = Relación entre la velocidad de desplazamiento de un objeto dentro de un medio fluido y la velocidad local del sonido en ese medio.

M_{τ_e} = Momento debido al producto de la tracción y la posición de los elementos de pala (N*m).

$M_{n\tau_e}$ = Momento debido al producto de la no tracción y la posición de los elementos de pala (N*m).

$M_{F_{cf}}$ = Momento debido al producto de la fuerza centrifuga y la posición de cada elemento de las palas (N*m).

M_{T_e} = Momento debido al producto del Thrust y la posición de cada elemento de las palas (N*m).

m = Masa de la sección discreta que contiene al elemento de pala, es decir la masa total de la pala dividida en el número de elementos de estudio de la misma (Kg).

$\overline{m}$ = Pendiente de la recta del coeficiente de Lift del perfil aerodinámico en el rango de ángulos de ataque en donde el comportamiento de este coeficiente se asemeja a una recta (rad^{-1}).

N = Factor de carga de la aeronave.

N_b = Numero de palas del rotor.
Ne = Numero de elementos de estudio en cada pala del rotor.

n_{rev} = Numero de velocidades de rotación del rotor donde se evaluaran los cálculos matriciales.
n_{vel} = Numero de velocidades de desplazamiento de la aeronave donde se evaluaran los cálculos matriciales.

Q = Torque total del rotor, debido a la resta de los momentos de tracción y de no tracción de ambas palas (N*m).

R = Fuerza resultante en el rotor debido a la suma vectorial de las fuerzas de arrastre debido a la forma de disco (D_r) y la fuerza de thrust (T) (Newton).

R^* = Constante universal de los gases $\left(\frac{J}{°K \cdot Kg}\right)$.

RPM_f = Velocidad de rotación final para los cálculos de matrices multidimensionales (Rpm's).

RPM_i = Velocidad de rotación inicial para los cálculos de matrices multidimensionales (Rpm's).
r = Posición radial de los elementos de pala medida desde el centro de rotación de las palas (m).

rev = Vector de construcción de la matriz de velocidades de rotación.

T = Fuerza de thrust del rotor que siempre es perpendicular al plano de rotación (Newton).

T_{av} = Fuerza de thrust total de la pala que se encuentra en avance (Newton).

T_{D_e} = Fuerza de Thrust debida a la fuerza de Drag en cada elemento de pala (Newton).

T_{L_e} = Fuerza de Thrust debida a la fuerza de Lift en cada elemento de pala (Newton).

T_{re} = Fuerza de thrust total de la pala que se encuentra en retroceso (Newton).

V_∞ = Velocidad de desplazamiento de la aeronave, siempre horizontal (m/s).

$V_{\infty(vel)}$ = Matriz unidimensional de velocidades de desplazamiento.

V_{∞_x} = Componente de la velocidad de desplazamiento de la aeronave que es paralela al plano de rotación de las palas y a la cuerda de las mismas (m/s).

V_{∞_y} = Componente de la velocidad de desplazamiento de la aeronave que es perpendicular al plano de rotación de las palas y a la cuerda de las mismas (m/s).

V_f = Velocidad de desplazamiento final para los cálculos de matrices multidimensionales (Km/h).

V_h = Velocidad horizontal de los elementos de pala que se tendrá en el análisis del rotor completo en los 360º de revolución (m/s).

V_i = velocidad de desplazamiento inicial para los cálculos de matrices multidimensionales (Km/h).

V_{total} = Velocidad total que tendrán localmente los elementos de pala (m/s).

V_v = Velocidad vertical de los elementos de pala que se tendrá en el análisis del rotor completo en los 360º de revolución (m/s).

V_x = Velocidad local de los elementos de pala paralela al plano de rotación, que es debida a la suma vectorial de la velocidad tangencial ($\Omega * r$) de los elementos y la

velocidad de desplazamiento de la aeronave que es paralela al plano de rotación ($V_{\infty_x} * cos\theta$) (m/s).

V_y = Velocidad local de los elementos de pala perpendicular al plano de rotación, que es debida a la componente de velocidad de desplazamiento de la aeronave que atraviesa el rotor ($V_{\infty_x} * cos\theta$), sumada con la velocidad de batimiento de las palas respecto al eje de pivote multiplicada por la distancia radial del elemento de pala ($\omega * r$) (m/s).

vel = Vector de construcción de la matriz de velocidades de desplazamiento.

W = Peso total de la aeronave (Newton).

$\frac{W/g}{S}$ = Carga discal del autogiro $\left(\frac{Kg}{m^2}\right)$.

$\frac{W/g}{P}$ = Carga de potencia del autogiro $\left(\frac{Kg}{Hp}\right)$.

X = eje coordenado paralelo al plano de rotación de las palas orientado en el mismo sentido de desplazamiento de la aeronave.

X' = eje coordenado que es paralelo al horizonte, a la línea central del fuselaje de la aeronave y al desplazamiento de la misma.

$\dot{X}$ = Posición de los elementos de pala en la coordenada X, para el caso de un estudio del rotor completo en los 360º de revolución (m).

Y = eje coordenado perpendicular al plano de rotación de las palas orientado en el mismo sentido que el eje Y'.

Y' = eje coordenado que es perpendicular al eje X', y está orientado verticalmente hacia el mástil de la aeronave.

$\dot{Y}$ = Posición de los elementos de pala en la coordenada Y, para el caso de un estudio del rotor completo en los 360º de revolución (m).

Z = eje coordenado que es perpendicular a los ejes X' y Y', y esta ubicado en el mismo sentido de la longitud de las palas cuando estas se encuentran con la cuerda paralela al desplazamiento de la aeronave.

$Z(a)$ = Vector de posición de los elementos de análisis del rotor (m).

$\bar{Z}x_{av}$ = Centroide de cualquier fuerza de la pala que se encuentra en avance (Newton).

$\bar{Z}x_{re}$ = Centroide de cualquier fuerza de la pala que se encuentra en retroceso (Newton).

INTRODUCCIÓN

El autogiro es una aeronave de ala rotatoria, que se define como mitad avión y mitad helicóptero, aunque su principio de funcionamiento es diferente al de estos. La sustentación en este tipo de aeronave se obtiene de un conjunto rotor de 2 o más palas con perfiles aerodinámicos que por su geometría producen una diferencia de presión en la parte superior e inferior. Para producir esta diferencia de presión se hace necesario que el aire atraviese el perfil aerodinámico con velocidad, por lo que las palas deberán girar en torno a un centro de rotación común. Esta rotación se logra a través de un fenómeno aerodinámico conocido como "autorrotación" en donde el giro del rotor no necesita ser inducido por un motor, como sucede con los helicópteros. Este giro se produce debido a los vectores de fuerzas resultantes en las palas del rotor que tienen una componente que induce la rotación.

En los autogiros se utiliza un motor para proveer de empuje y velocidad a la aeronave, tal y como en los aviones. Sin embargo el motor también puede ser usado en el momento anterior al despegue del autogiro para iniciar el giro del rotor por medio de un sistema de correas de transmisión y juntas cardánicas que desvía cierta parte de la energía del motor y así logra disminuir la carrera de despegue. Este sistema se debe desembragar antes de iniciar el rodaje de la aeronave, debido a que el rotor al ser potenciado o dirigido por el motor produce un momento que hace girar el cuerpo o fuselaje de la aeronave en el sentido contrario del giro del rotor, por lo que se comportaría como un helicóptero y necesitaría de un rotor de cola que compensará el giro del fuselaje. Por esta razón los autogiros tienen una cola o empenaje con la misma forma que la de las aeronaves de ala fija, que sirve para proveer de estabilidad en el sentido longitudinal en el eje lateral del autogiro y de control en el eje vertical (*yaw*).

Debido a su funcionamiento el autogiro tiene capacidades de vuelo que representan una gran ventaja sobre los aviones y los helicópteros. Una de sus cualidades más apreciables es su imposibilidad de entrar en pérdida o *stall* ya que su plano de sustentación (palas), que siempre están girando, permiten controlar el autogiro en toda condición de vuelo sin importar su velocidad. Otras cualidades importantes son su corta carrera de despegue, amplio rango de velocidades, requerimientos mínimos de pista de aterrizaje y vuelo inherentemente estable, además presenta una gran ventaja en cuanto a la economía en construcción y operación.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES

El autogiro fue desarrollado por el ingeniero español Juan de la Cierva, realizando el primer vuelo en el año de 1923, el cual a su vez fue el primer vuelo exitoso de una aeronave de ala rotatoria. Juan de la Cierva también diseñó el sistema del rotor articulado del autogiro para solucionar los problemas presentes en la dinámica de las alas rotatorias, el cual luego utilizó Igor Sikorsky pagando las patentes y los derechos de utilización para posteriormente realizar el primer vuelo satisfactorio de un helicóptero.

En los primeros modelos de Juan de la Cierva, se utilizaban fuselajes de aeronaves convencionales como base para la construcción de los autogiros, a los que se les recortaban en cierta medida las alas y se les agregaba un sistema rotor en la parte superior de la cabina. Los siguientes modelos ya no tenían alas y se utilizaba un sistema de control directo sobre el rotor.

Con la aparición del helicóptero y la muerte del ingeniero español en 1936, los autogiros tendieron a desaparecer, sin embargo a partir de las décadas de los 70's y 80's con el surgimiento de la aviación deportiva y la construcción amateur de aeronaves, renació el interés por estas aeronaves.

En esta nueva era del autogiro, los constructores aficionados empezaron a utilizar motores de automóviles, ubicándolos detrás del piloto, para disminuir el ruido en la cabina y mejorar la visión desde la misma. Al mismo tiempo se dejaron de utilizar los fuselajes de aviones de segunda mano, empezando a construir una estructura propia que se adaptara a las necesidades de los diseñadores, disminuyendo costos y peso, y agregando una cabina o semi-cabina hecha en materiales compuestos para proteger al piloto de la intemperie.

Revisando su historia actualmente el autogiro es una aeronave muy interesante para el estudio desde el punto de vista ingenieril, ya que su desarrollo solo se ha visto influenciado por los constructores amateurs, dejando a un lado la ingeniería, retrasando un mayor progreso tanto tecnológico como operacional.

1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Los rotores de la mayoría de los autogiros son del tipo semirrígidos, donde las dos palas del rotor se balancean respecto a un punto de pivote para así aliviar las cargas presentes en las palas que tienden a hacer que estas se deflecten hacia arriba debido a la sustentación. En el funcionamiento de los rotores de los autogiros también se permite una auto estabilización del disco rotor sin intervención exterior alguna, permitiendo que el ángulo de pitch del rotor se modifique constantemente por efectos implícitos en el funcionamiento del rotor, con el fin de compensar el efecto de la disimetría en la sustentación debida a la diferencia de velocidades entre la pala de avance y de retroceso. Con este ángulo del disco rotor se alteran los ángulos de ataque de cada sección de la pala de forma tal que cada sección de las palas de avance y de retroceso tendrán un distinto valor de ángulo de ataque y por ende coeficiente de Lift, pero esto se debe balancear con la velocidad relativa en la sección de cada pala, de forma tal que la sustentación en ambas palas sea igual, para que así el autogiro no tienda a realizar un alabeo o giro en torno a su eje longitudinal.

Como se ha visto en otras aplicaciones de la aviación, tal y como son los motores a pistón y sus sistemas de gobernador de hélices, se obtienen grandes beneficios al utilizar un sistema de control del paso de la hélice para poder aumentar la envolvente de vuelo de la aeronave. Siguiendo con este planteamiento, se pretende diseñar un sistema que sea capaz de cambiar el ángulo de ataque o paso de las palas de un autogiro para mejorar sus capacidades de vuelo como lo son su carrera de despegue, peso máximo al despegue, velocidad mínima, velocidad máxima, taza de ascenso y taza de descenso entre otras.

¿Qué características del performance de los autogiros se pueden mejorar mediante el diseño de un sistema de control en el rotor que sea capaz de cambiar el ángulo de incidencia de las palas de la aeronave?

1.3 JUSTIFICACIÓN

Los autogiros son aeronaves que no han sufrido grandes cambios a través del tiempo, y esto se debe a que no han sido abordados desde una perspectiva ingenieril. Por esto se pretende hacer un estudio detallado de un componente específico de estas aeronaves, como lo es el rotor, realizando un diseño de este componente que permita hacer un cambio en el paso de las palas pretendiendo así mejorar algunas de sus capacidades de vuelo.

La posibilidad de cambiar las características de una aeronave durante su operación resulta muy atractiva debido a que su performance en cada etapa de vuelo se puede ver modificado para realizar la actividad deseada con las mejores prestaciones. Un ejemplo de esto son los flaps de los aviones comerciales, que permiten reducir la velocidad de la aeronave manteniendo un vuelo estable y logrando un aterrizaje más suave, a la vez que se reduce la necesidad de pista de aterrizaje. Si al extender los flaps durante un vuelo aumentamos el coeficiente de sustentación de las alas, así como también su área y cuerda, vemos que se obtienen grandes ventajas con un sistema que es capaz de adaptarse dinámicamente a las condiciones cambiantes del vuelo.

En el caso de un autogiro, al aumentar el ángulo de incidencia de las palas obtenemos un mayor coeficiente de sustentación lo que podría resultar en una carrera de despegue más corta, un aterrizaje más suave y una mayor capacidad de carga; al disminuir el ángulo de ataque se podría comprobar otras capacidades con respecto a la modificación de la velocidad de avance. Por ende se plantea como objetivo principal de esta investigación la modificación del ángulo de ataque, estudiando las posibles incidencias y comportamientos.

Desde la perspectiva de producción ingenieril Colombiana, resulta un producto muy atractivo, ya que se trata de la posible creación de una industria aeronáutica fabricante de componentes de aeronaves. También se plantea la posibilidad de un aporte matemático e ingenieril al campo aeronáutico a nivel mundial, ya que se produciría un programa o código matemático que determina las características aerodinámicas de los rotores de los autogiros.

1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

1.4.1 Objetivo general.

Diseñar de forma preliminar, el rotor de un autogiro biplaza que pueda cambiar el paso de las palas en vuelo.

1.4.2 Objetivos específicos.

- Elegir el diseño del autogiro al cual se le realizara la modificación del rotor, basados en estudios estadísticos.
- Diseñar el mecanismo que se utilizará para cambiar el paso de las palas en el sistema del rotor.
- Realizar un aplicativo de software que permita ver el comportamiento del rotor semirrígido en las distintas fases de vuelo estable.
- Elaborar modelos virtuales en software de dibujo asistido para observar la funcionalidad del mecanismo de movimiento, control y cambio de paso del rotor.
- Determinar los esfuerzos en cada componente del sistema rotor usando programas de análisis estructural.

1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

1.5.1 Alcances

Se diseñara de forma preliminar el sistema rotor de un autogiro, incluyendo su mecanismo de control para cambiar el paso de las palas, el sistema de control del rotor en *pitch y roll,* y el sistema de acople al motor de la aeronave para realizar la pre-rotación. Se realizara un modelo virtual del conjunto desde el cual se obtendrán los planos de fabricación del sistema rotor.

Se compararan los datos obtenidos a partir del aplicativo matemático realizado para determinar el comportamiento del rotor con los datos proporcionados por fuentes bibliográficas para validar los resultados.

1.5.2 Limitaciones.

En el caso de incluir sistemas hidráulicos, neumáticos o electrónicos en el diseño, estos no serán diseñados sino escogidos de acuerdo a las necesidades implícitas. De igual forma sucederá con partes estandarizadas, como rodamientos, tornillos, tuercas, arandelas y cualquier otra pieza que se incluya en el diseño y se considere estándar.

El aplicativo de cálculos aerodinámicos se realizará para un caso estable de vuelo, por lo que no se tendrán en cuenta las implicaciones dinámicas (cambios de ángulo de ataque en vuelo, flapeos bruscos, aceleraciones del rotor), aerodinámicas o estructurales del cambio de paso en el diseño del mecanismo encargado de cambiar el paso de las palas en el rotor. Los cálculos aerodinámicos se harán solo para una situación idealizada de comportamiento estable del rotor, donde no existen aceleraciones de las palas.

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1 MARCO TEÓRICO CONCEPTUAL

2.1.1 ¿Qué es un perfil aerodinámico?

Un perfil aerodinámico es una forma geométrica bidimensional, que se usa para crear sustentación a partir de una diferencia de presiones entre la superficie inferior y superior de la misma[1]. Este tipo de geometrías es ampliamente utilizado en aplicaciones aeronáuticas como alas de aviones, superficies estabilizadoras, palas de helicópteros, hélices de motores, alabes de motores a reacción, etc. También se utiliza en aplicaciones terrestres como carros de competencia y en aplicaciones náuticas como botes de alta velocidad y kayaks de competencia, entre otros. Los perfiles aerodinámicos están constituidos por los siguientes elementos:

- **Extradós:** superficie superior del perfil que conecta el borde de ataque con el borde de fuga del mismo. Normalmente sobre esta superficie se encuentra la mayor velocidad alrededor del perfil, y por ende la menor presión.

- **Intradós:** superficie inferior del perfil, que también conecta el borde de ataque con el borde de fuga. En esta superficie ocurre lo opuesto al extradós en cuanto a velocidad y presión.

- **Borde de ataque:** es la región donde el flujo de aire interactúa de forma inicial con el perfil aerodinámico. En esta sección el flujo de aire se dividirá entre el extradós y el intradós. Debido al contacto o interacción entre el fluido y la geometría, se forma un punto de estancamiento donde el flujo de aire no circula, por lo que se genera un punto de alta presión.

- **Borde de salida:** es la parte del perfil donde se unen nuevamente el extradós y el intradós en una forma suave y alargada. Por esta región deberá salir el aire que inicialmente entro en contacto con el perfil. El borde de salida debe tener la forma más fina o alargada posible, para evitar que se produzcan zonas de baja presión, lo que aumentaría el arrastre o Drag.

Los perfiles aerodinámicos también tienen otras características que definen su forma geométrica como:

[1] Roskam Jan, Dr. Airplane Aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: University of Kansas; 1997. p.52.

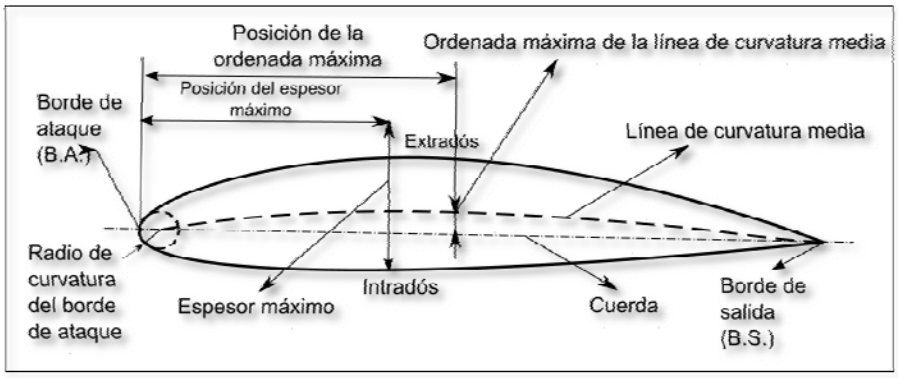
- **Cuerda:** es una línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida del perfil. La medida de esta línea es un parámetro muy importante, ya que de esta dependerán otras medidas que se expresan en función de la cuerda.

- **Línea de curvatura media:** es una línea curva que une el borde de ataque y el borde de fuga, y se encuentra exactamente a la mitad de todo punto medio entre el extradós y el intradós teniendo como referencia la cuerda.

- **Espesor máximo:** es la distancia máxima de separación entre el extradós y el intradós del perfil medida de forma perpendicular a la cuerda. Esta medida se suele expresar en términos de la cuerda del perfil.

- **Posición del espesor máximo**: es la distancia medida desde el borde de ataque hasta donde se encuentra el máximo espesor. Esta medida también se suele expresar en términos de la cuerda.

Figura 1. Componentes de un perfil aerodinámico



Fuente: Roskam Jan, Airplane Aerodynamics and performance, 1997.

2.1.2 ¿Qué es una pala?

Una pala es una superficie aerodinámica alargada constituida por uno o más perfiles aerodinámicos[2], que se encuentra rotando respecto a un eje localizado cerca a uno de sus extremos. Las palas son geometrías tridimensionales que se utilizan en rotores de helicóptero y autogiros para producir sustentación basados en su forma de perfil aerodinámico.

Las palas de helicópteros y autogiros suelen estar construidas en aluminio, materiales compuestos, acero y titanio, con una protección especial en el borde de ataque para evitar que el impacto de piedras afecte el vuelo.

[2] Gessow Alfred. Aerodynamics of the Helicopter, New York: New York University; 1985 p.32

Características geométricas de la pala

Twist geométrico: es la variación del ángulo de incidencia del perfil alar de la pala a lo largo de su longitud. Esta variación se suele hacer para obtener una distribución de cargas en las palas que permita aliviar los esfuerzos en estas.

Twist aerodinámico: es la variación del perfil aerodinámico a lo largo de la longitud de la pala, teniendo dos o más perfiles aerodinámicos en este componente. Este twist se suele hacer por los mismos motivos que el anterior, pero también puede usarse para disminuir la velocidad de rotación de rotor y así poder disminuir el ruido.[3]

Taper ratio: es la relación entre la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico en la punta o extremo más lejano al centro de rotación y la longitud de la cuerda en la raíz o extremo más cercano al centro de rotación del rotor.

Aspect ratio: es la relación entre la longitud de la pala y la longitud de la cuerda media de la pala.

Blade tip: es la forma en la que se termina la pala en la punta. Actualmente se utilizan palas con puntas terminadas en su extremo con una cuerda mayor y una punta elíptica o redondeada. Esto se hace para aumentar la eficiencia de las palas y así poder reducir la velocidad de rotación y el ruido generado.

2.1.3 ¿Qué es un rotor?

Un rotor es un conjunto compuesto por dos o más palas, encargado de generar la sustentación en las aeronaves de ala rotatoria como helicópteros[4] (*ver figura 2)* y autogiros (*ver figura 3*). Los rotores en helicóptero se clasifican en dos tipos: rotores principales y rotores de cola.

Para el interés de este proyecto solo se abarcaran los rotores principales, ya que en los autogiros no se produce el torque en la aeronave que debe ser compensada con un rotor de cola u otro dispositivo anti torque.

[3] Estados Unidos. U.S. Army Materiel Command: Engineering Design Handbook, Helicopter Engineering, Part Two, Detail Design. Alexandria, Virginia; 1976. P. 5-37.
[4] Estados Unidos. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. 2000. P. 1-1.

Figura 2. Rotor de helicóptero

Fuente: http://www.autogiroescuela.com/ajuste_rotorees.htm

Figura 3. Rotor de autogiros

Fuente: http://www.pprune.org/rotorheads

Los rotores de los helicópteros permiten 3 ejes libres de movimiento que se conocen como[5]:

Flapping: es el movimiento hacia arriba y hacia debajo de las palas en torno a un eje de rotación ubicado en un punto entre la raíz de la pala y el eje de rotación del rotor, que permite aliviar las cargas debidas a la disimetría de la sustentación de ambas palas.

Lead/lag: es el grado de libertad que se les permite a las palas para que se muevan hacia adelante o hacia atrás respecto a un punto de pivote ubicado cerca a la raíz de

[5] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 128.

la pala, para aliviar las cargas producidas por las aceleraciones y desaceleraciones del rotor.

Feathering[6]: es el grado de libertad que se permite a las palas para que giren en torno a su centro aerodinámico desde donde se encuentran sujetas al rotor. Este grado de libertad es el que se modifica directamente desde el control del piloto, que es controlado por el control cíclico y colectivo.

En los rotores de autogiros actualmente solo se permite el flapping, que se usa siempre para aliviar la disimetría en la sustentación, pero como ya se ha mencionado, el objetivo de este proyecto es diseñar un sistema que permita un eje de libertad de feathering. Sin embargo en este diseño el feathering no será controlado por mandos como el cíclico o el colectivo, sino que será manejado de forma similar a los flaps de un avión, por lo que el cambio de posición en este sentido será mucho menor que el presente en los rotores de helicópteros.

2.1.4 ¿Qué es un autogiro?

Un autogiro es una aeronave más pesada que el aire, de ala rotatoria similar a un helicóptero, pero con un modo de vuelo similar a un avión. En los autogiros la sustentación es proporcionada por un rotor, donde el funcionamiento se asemeja a un molino de viento, gracias a un estado de flujo de aire a través del rotor llamado "Autorrotación". En este estado de operación del rotor, el flujo de aire que atraviesa el rotor genera unos vectores de fuerza que impulsan la rotación del rotor, y al mismo tiempo producen la sustentación necesaria para elevar la aeronave. Gracias a este modo de operación no se hace necesario tener un rotor de cola u otro dispositivo que produzca un anti torque que compense el torque generado en el fuselaje debido a la potencia suministrada al rotor por parte de un motor[7].

En estas aeronaves el motor se utiliza de la misma manera que en las aeronaves de ala fija, con el fin principal de proveer empuje y velocidad a la aeronave. Sin embargo en algunas etapas de vuelo se puede utilizar el motor para otros fines, como desviar parte de la energía del motor para iniciar la rotación de las palas del rotor del autogiro.

Para la estabilidad de estas aeronaves se utiliza un empenaje o cola con una geometría similar a la de los aviones convencionales, que provee de control y estabilidad en el sentido de *yaw* y solo estabilidad en el sentido de *pitch[8].*

[6] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 128.
[7] Rosello Verdaguer Fernando. El Autogiro y su vuelo. Primera edición. Año 2005
[8] Watkinson Jhon. The Art of the Helicopter. Oxford, United Kingdom; 2004, P. 349

2.1.5 ¿Cómo funciona un autogiro?

En la fase inicial de operación de los autogiros, se prende el motor y se desvía parte de la energía hacia el rotor para iniciar la autorrotación por medio de un sistema pre-rotador. Este sistema tiene varios modos de operación para conectar el motor con el rotor. La primera parte consiste en tensionar una correa de transmisión que desvié parte de la energía del motor a una junta cardánica que se encarga de transmitir el giro del motor hacia el rotor. En la segunda parte un pistón neumático impulsa el piñón que está siendo girado por medio de la junta cardánica y conecta el piñón con un disco dentado que se encuentra en la cabeza del rotor[9].

Después de iniciar la rotación en el autogiro, se inicia la carrera de despegue, la cual puede tener una distancia entre 2 y 80 metros, dependiendo de la eficiencia del pre-rotador y las condiciones de operación. Para el despegue se debe inclinar el rotor hacia atrás, para aumentar la cantidad de flujo de aire que atraviese el disco y así se aumenten las revoluciones del rotor.

En vuelo, al rotor del autogiro se le debe permitir por parte del piloto oscilar dentro de un rango de posiciones determinadas por la amplitud o suavidad con la que se sujete el stick de mando del rotor. Esto se hace con el fin de que el rotor encuentre por sus propios medios, el ángulo de incidencia adecuado para obtener una simetría en la sustentación de ambas palas y así tener un vuelo más estable; de no ser así, las condiciones cambiantes del aire pueden hacer que se experimenten ascensos y descensos súbitos de la aeronave.[10]

Al mover el stick de mando, se cambia la posición o inclinación del rotor, por lo que se modifica la dirección del vector de Trust del rotor, y este al pasar a una mayor o menor distancia del centro de gravedad, hace que la aeronave gire alrededor de cualquiera de los dos ejes libres de movimiento que posee el rotor, *pitch y roll.* [11]

Para el control de la aeronave en *yaw,* se deben presionar los pedales que controlan la deflexión del *rudder*, lo que modifica la geometría del estabilizador vertical del autogiro, haciendo que gire en *yaw* alrededor del centro de gravedad.

El autogiro normalmente no puede realizar vuelos estacionarios o en reversa, a menos que cuente con condiciones de viento fuerte, que se asemeje o sea superior a la velocidad de pérdida de estas aeronaves, lo que equivale a unos 40 Km/h. En condiciones de viento en calma al descender la velocidad de vuelo por debajo de la velocidad de perdida, la velocidad en el rotor no será suficiente para mantener las revoluciones, por lo que la aeronave descenderá progresivamente, agregando una componente de velocidad vertical que aumentara la velocidad total de la aeronave y

[9] Estados Unidos. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. 2000. P. 18-2.
[10] Fuente: Experiencia de vuelo de autores.
[11] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; second edition, 2006. p. 692.

por ende las revoluciones del rotor. Este proceso se repetirá de forma cíclica logrando un descenso suave y controlado.

Para el descenso y aterrizaje de los autogiros, se debe disminuir la potencia del motor, haciendo que pase menos aire a través del disco para que disminuyan las revoluciones del rotor y así el peso sea mayor a la sustentación. Debido a que los autogiros pueden hacer vuelos estables con muy baja velocidad, los requerimientos de pista son mínimos, por lo que un piloto experimentado puede aterrizar en pocos metros con condiciones ideales.

En el vuelo de los autogiros y otras aeronaves de ala rotatoria, el *stall* o perdida no solo se produce a bajas velocidades, sino también a altas velocidades, ya que llega un punto en el que la velocidad en la pala de avance es tan elevada y produce tanta sustentación, que no se puede igualar con la sustentación de la pala en retroceso, por lo que el autogiro tendería a girar hacia un costado haciendo un alabeo[12].

2.1.6 ¿Cuáles son los componentes de un autogiro?

Rotor: es el conjunto encargado de aportar la sustentación necesaria para elevar la aeronave. Está compuesto por dos o más palas que giran respecto a un eje de rotación común, y que están conectadas por medio de un balancín, que permite el flapping para aliviar las cargas de sustentación que producirían una flexión de las palas, y también alivia la disimetría de la sustentación. En las configuraciones actuales de rotores de autogiros no se permite *lead/lag* ni *feathering*. Este componente en los autogiros también se encarga del control de la aeronave en *pitch y roll*[13].

Los componentes del rotor de un autogiro normalmente son:

- Palas
- Balancín
- Cabeza del rotor
- Rodamiento
- Caja exterior de control
- Caja inferior de control

Algunos componentes de control del rotor que también se pueden incluir dentro de este conjunto son:

- Rotulas

[12] Gessow Alfred. Aerodynamics of the Helicopter. New York: New York University. 3 ed. 1985, P. 251.
[13] Estados Unidos. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. 2000. P. 15-2.

- Varillas de control de *pitch y roll*
- Stick de mando

Empenaje: es el componente encargado de estabilizar la aeronave, y dar control en *yaw.* La geometría de este componente es similar al empenaje de cualquier aeronave de ala fija convencional, con una forma de T invertida[14]. Se encuentra ubicada en la parte posterior de la aeronave, justo detrás del motor. Esta ubicación le da una mayor eficiencia al rudder en el control del autogiro, ya que el flujo de aire en esta superficie siempre tiene una alta velocidad gracias al motor, así se esté volando a bajas velocidades.
En los autogiros se ha demostrado que es posible volar sin estabilizador horizontal, sin embargo este componente ayuda a disminuir el tiempo y las oscilaciones que tienen los autogiros para estabilizarse en *pitch* cuando no se cuenta con su ayuda.
En el dimensionamiento del estabilizador vertical, se debe tener cuidado, ya que un estabilizador demasiado alto puede disminuir en gran medida los ángulos de operación del rotor, ya que el rotor siempre opera con ángulos hacia atrás. Debido a esto se suelen disponer de 3 estabilizadores verticales, uno central grande y otros 2 laterales más pequeños.

El modo de accionamiento del rudder es mediante guayas y poleas, sujetas a los pedales en la cabina, de forma que cuando se presione algún pedal, hacia ese lado se deflectará el rudder.

Los componentes de este conjunto son:

- Estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical
- Rudder
- Poleas
- Guayas
- Pedales

Planta motriz: la planta motriz de los autogiros suele ser un motor a pistón ubicado detrás de la cabina de pasajeros y delante del empenaje. Los motores más utilizados son motores de 4 tiempos y de 4 cilindros, fabricados especialmente para aplicaciones aeronáuticas y utilizadas en gran medida en ultralivianos. El motor gira una hélice que puede ser de paso variable o paso fijo, y es la que generara el empuje.[15]
Los motores más utilizados son los Rotax, de series 912 y 914 de 100 Hp, pero algunos fabricantes amateur utilizan motores de otros fabricantes, otras series o incluso motores de automóviles modificados. Actualmente algunos fabricantes están

[14] Estados Unidos. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. 2000. P. 15-2.
[15] Rosello Verdaguer Fernando. El Autogiro y su vuelo. Primera edición. Año 2005

aumentando la planta motriz, usando motores Lycoming de 200 y 300 Hp, o incluso motores a reacción como el turboprop Rolls-Royce 250 de 420 Hp.

Algunos de los componentes de la planta motriz son:

- Motor
- Caja reductora
- Hélice
- Pre-rotador

Tren de aterrizaje: es el componente encargado de la interacción entre el suelo y la aeronave, soportando el peso de esta cuando se encuentra en tierra brindando dirección y control, ya sea parqueado, en despegue o en aterrizaje, además de amortiguar el contacto entre la aeronave y la pista de aterrizaje. [16]

La configuración más utilizada en los autogiros es el tipo tren triciclo, con 2 ruedas laterales ubicadas detrás del centro de gravedad y una rueda en la nariz de la aeronave que puede cambiar de orientación para poder darle dirección a la aeronave. El control de la dirección de la rueda delantera se hace por medio de poleas y guayas que se encuentran conectadas con los pedales igual que el rudder.

Al igual se suele ubicar un patín de cola debajo del empenaje, para evitar que cuando el autogiro despegue o aterrice y este haciendo una rotación, se golpee la estructura principal de la aeronave con el suelo, o que se golpee el empenaje con el terreno.

Sus componentes principales son:

- Tren de aterrizaje principal
- Tren de aterrizaje delantero
- Patín de cola
- Ruedas
- Frenos
- Guayas
- Pedales

Cabina: en este componente se alojan los tripulantes, protegiéndolos de la intemperie, igual que los mecanismos de guayas y sticks de mando, instrumentos de vuelo, sistemas de comunicación y tanque de combustible. Suele estar ubicada delante del motor para así disminuir el ruido percibido por el piloto, y también se hace para mejorar el campo visual.

[16] Bancroft – Wilson, Hugh. Gyroplanes. Fourth edition. P. 12

Las cabinas de los autogiros pueden ser de dos tipos, semi-cerradas o totalmente cerradas. Aunque en algunos autogiros de construcción amateur no se cuenta con cabina de ningún tipo, por lo que el piloto se encuentra expuesto a la intemperie.

Las cabinas semi-cerradas proveen de protección para las piernas y disponen un vidrio parabrisas en frente de los pilotos, pero lateralmente no tiene ninguna protección. Estas cabinas en caso de lluvia permiten que entre agua, haciendo incomodo volar en estas condiciones.
Las cabinas cerradas protegen por completo a los pilotos u ocupantes del autogiro, dando un mayor confort y facilitando las operaciones con lluvia y otras condiciones climáticas.

Algunos de los componentes de la cabina son:
- Casco de la cabina
- Vidrio parabrisas
- Sillas

Estructura principal: es el armazón al que se sujetan todos los componentes del autogiro. Este suele ser de acero inoxidable o aluminio y debe soportar todas las cargas a las que se encuentra sujeta la aeronave en cualquier condición.
La estructura se divide en varias secciones, como el mástil, que es el soporte vertical que conecta el rotor con el resto de la aeronave.
El mástil debe proveer suficiente distancia vertical desde el rotor a cualquier otra superficie del autogiro o al suelo para su correcta operación. Otra parte de la estructura es el boom, que conecta el empenaje con el resto del autogiro. [17]

Esta sección debe tener una forma tal que permita el giro libre de la hélice del motor sin golpear el armazón. Asimismo debe tener la resistencia para soportar las cargas presentes cuando el autogiro se apoya en el patín de cola sin sufrir deformaciones o ruptura. La estructura también debe suministrar una superficie para el montaje de la planta motriz en la aeronave, que se conoce como bancada del motor.
La parte central del armazón debe conectar el tren de aterrizaje y la cabina con el resto de la aeronave, y debe soportar todas las cargas transmitidas desde el tren de aterrizaje.

Las partes de la estructura del autogiro listadas son:

- Mástil
- Boom
- Bancada del motor
- Marco principal

[17] Estados Unidos. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. 2000. P. 15-2.

2.1.7 ¿Qué es autorrotación?

La autorrotación es un modo de operación de rotores que se encuentra en un estado de flujo de aire que pasa de abajo hacia arriba atravesando el rotor. En esta condición, el rotor no necesita ser potenciado por un motor, ya que los vectores de Lift de las secciones de las palas se encuentran orientados hacia delante de la línea perpendicular a la cuerda de las palas, y la magnitud de estos vectores que apuntan hacia adelante es igual a la magnitud de los vectores de Drag que apuntan en dirección opuesta[18].

2.1.8 ¿Qué ventajas tienen los autogiros[19]?

- **Seguro ante perdida:** Esto se debe a que en el caso de una falla en el motor, el autogiro disminuiría su velocidad y empezaría a descender, pero al hacer esto, el ángulo de ataque del disco se aumentaría, ya que ingresaría una mayor cantidad de aire por la parte inferior del disco y a su vez generaría mayor sustentación, de modo tal que tendríamos un descenso controlado. En el caso de un descenso vertical en autorrotación tanto los autogiros como los helicópteros tienen un coeficiente de Drag igual al de un paracaídas, por lo que su caída será muy suave.

- **Amplio rango de velocidades:** Debido a que un autogiro prácticamente no puede entrar en perdida, posee una gran cualidad al momento de desempeñarse a bajas velocidades, donde sigue siendo muy estable, y además puede llegar a desarrollar altas velocidades del orden de 250 km/h cuando se utiliza el autogiro con una combinación de rotor en autorrotación y alas fijas, o de hasta 200 km/h sin utilizar las alas.

- **Carreras de despegue y aterrizaje cortas:** Gracias a su principio de funcionamiento los autogiros necesitan muy poca pista para despegar, pero se puede recudir incluso a tan solo 2 o 5 metros gracias a un mecanismo pre-rotador, dependiendo también de la potencia del motor y la eficiencia del mecanismo para transmitir la energía desde el motor hasta el rotor. Los aterrizajes en los autogiros pueden ser totalmente verticales, debido a su similitud con los helicópteros, aunque normalmente se utilizan al menos unos 10 metros de pista con un terreno despejado.

- **Vuelo inherentemente estable:** Ya que el autogiro posee un rotor, y el aparato esta pendulando suspendido de este, se presenta una condición de vuelo estable que se debe a los efectos giroscópicos presentes en los sistemas giratorios, lo que permite tener un vuelo muy estable y controlable, que significa una gran ventaja a la hora de instruir a nuevos pilotos en este tipo de aeronaves, ya que es

[18] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 61.
[19] Ventajas del autogiro sobre la avioneta ultraligera. [articulo de internet]. http://www.autogiro.es/ventajas.php>. [consulta el 08 diciembre de 2011]

muy fácil de volar y el tiempo requerido para aprender a dominarlo es de muy pocas horas, lo que hace que el costo de aprender a volar estas aeronaves sea muy bajo.

- **Bajo costo de construcción y operación:** Dado que se trata de una aeronave tipo ultraliviana limitada por un peso máximo de 1650 libras y por una capacidad máxima de dos ocupantes, es una aeronave de un tamaño pequeño que requiere poco dinero para su construcción, y debido a sus características de vuelo, su potencia requerida no es muy grande, por lo que el costo de la planta motriz también es muy bajo. Su operación también es muy económica, ya que el combustible que necesita es gasolina normal o extra y su mantenimiento es muy sencillo debido a su estructura simple. Los costos derivados de parqueo son mínimos, ya que puede caber incluso en un garaje convencional.

2.1.9 ¿Qué desventajas tienen los autogiros[20]?

- **Baja velocidad máxima:** Esto se debe a que llega una velocidad en la que las palas en el rotor se aproximan mucho a la velocidad del sonido, por lo que se experimentan efectos de compresibilidad del aire en las puntas de las palas, lo que aumenta considerablemente el Drag en el rotor y limita la velocidad de vuelo del autogiro. También se experimenta una pérdida o *stall* debido a alta velocidad, como se explico anteriormente, limitando su velocidad máxima si es comparada con la velocidad máxima que puede llegar a lograr una aeronave de ala fija.

- **No puede hacer un vuelo estático sostenido:** Cuando un autogiro en vuelo disminuye su velocidad hasta quedarse totalmente quieto, comienza a descender lentamente, debido a que no se están propiciando las condiciones necesarias para que se de la autorrotación, lo que hace que las palas empiecen a detenerse.
Debido a la disminución de la velocidad de rotación el autogiro cae lentamente y hace que las palas giren más rápido, pero no es suficiente para lograr un vuelo estático sostenido como en el caso de los helicópteros. La única forma de realizar un vuelo estacionario sostenido, seria con una condición de viento ascendente ideal que sea capaz de mantener la autorrotación, pero no puede ser realizado por solo el autogiro.

2.1.10 ¿Qué aplicaciones se les pueden dar a los autogiros[21]?

El funcionamiento peculiar de un autogiro lo hace interesante para el desarrollo de diversas actividades a nivel militar, cultural, mercantil y social. Su diseño básico y sencillo a la vez, lo convierten hoy por hoy en una herramienta importante en el

[20] Ventajas del autogiro sobre la avioneta ultraligera. [articulo de internet]. http://www.autogiro.es/ventajas.php>. [consulta el 08 diciembre de 2011]
[21] El autogiro: ventajas, desventajas y aplicaciones. [articulo de internet]. http://people.math.gatech.edu/~villegas/autogiro/autogiro.html>. [consulta el 08 diciembre de 2011]

desarrollo futurista de la aviación, con aplicaciones inmediatas y de gran necesidad para el progreso de países a nivel tecnológico y económico.

Algunas de estas son:

- Vigilancia de reservas forestales
- Turismo
- Fotografía aérea
- Fumigación
- Patrullaje de las fronteras
- Vigilancia de carreteras
- Guardacostas
- Transporte personal
- Vigilancia de ganado
- Vigilancia de oleoductos
- Vigilancia de torres de electricidad
- Policía
- Militar
- Entrega de correo
- Transporte de ejecutivos en las ciudades
- Ambulancia
- Etc.

2.1.11 Estadística

Es una disciplina que proporciona métodos para organizar y resumir datos, estos son recolectados para realizar una estimación de parámetros de determinada población. Permite razonar de manera lógica y tomar decisiones informadas en presencia de incertidumbre y variación.[22]

Se divide en dos grandes grupos, la Estadística Descriptiva que se usa cuando al recopilar datos se quiera solo resumirlos y explicar las particularidades, se representa a través de gráficos (Histogramas, diagramas, dispersión, etc.) y números (promedios, porcentaje, desviación estándar, coeficiente de correlación, etc.).

La Estadística Inferencial usa técnicas para hacer una generalización en toda la población a partir de una muestra.

En el diseño mecánico esta disciplina es ampliamente usada debido a la existencia de variables cambiantes.

[22] Colaboradores de Wikipedia. Estadística. [articulo de internet]. http://es.wikipedia.org/wiki/Estad%C3%ADstica> [Consulta: 08 diciembre de 2011]

- **Regresión lineal:** Es un método de la estadística, que permite relacionar una variable dependiente con diversas variables independientes y un término aleatorio.

2.1.12 Fatiga en metales[23]

La fatiga es un fenómeno que se deriva del comportamiento del material ante esfuerzos cíclicos. Este concepto fue adoptado por la ciencia de los materiales luego de la revolución industrial cuando las piezas de maquinas empezaron a presentar ruptura o falla, a causa del desgaste que producían las cargas cíclicas.

Estas cargas cíclicas, son las que producen deformación elasto-plasticas en partes donde la geometría de la pieza presenta discontinuidades más o menos agudas y por la cual se exhiben fisuras por fatiga. Cuando la fisura o grieta es de aproximadamente de 0.25 mm es aceptable desde el punto de vista ingenieril que se ha completado la etapa de iniciación. De ahí en adelante la etapa que sigue se conoce como fase de extensión o crecimiento, y de donde se deduce que finalizara que la pieza terminara en la ruptura.[24]

2.1.13 Factores que intervienen en el proceso de ruptura[25]

- Diseño: la geometría de la pieza, representa o no la presencia de concentradores de esfuerzos, si esta es discontinua de forma abrupta la posibilidad de presencia de grietas debida a las cargas cíclicas, es superior. Por el contrario sucede cuando se tiene geometrías con discontinuidades menos agudas.

- Tratamientos superficiales: durante el mecanizado de la pieza se producen ralladuras y surcos, que pueden afectar seriamente la vida que tendrá la pieza, debido a que la hace mucho más vulnerables a la fatiga.

- Procesos de fabricación: estas operaciones donde se modifica la materia prima, representa beneficios como desventajas, sobre las piezas aumentando o disminuyendo las posibilidades de que exista una ruptura. Por ejemplo la cementación, el rodaje, el pulido, el brunido, y ruleado, mejoran la vida a fatiga de los metales debido a la tensión residual de compresión introducida. Por el contrario ocurre con el rectificado, el mecanizado y el soldeo que

[23] Colaboradores de Wikipedia. Fatiga de materiales. [articulo de internet]. http://es.wikipedia.org/wiki/Fatiga_de_materiales> [Consulta: 08 diciembre de 2011]
[24] Estados Unidos. Department Of Defense. Military Handbook, MIL-HDBK-5H, Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. 1998.
[25] SHIGLEY, E. JOSEPH . Mechanical Engineering. McGraw-hill. 8va edición. 2006.

podrían dejar la superficie de la pieza en tracción, permitiendo el inicio de grietas debido a la fatiga.

2.1.14 Materiales dúctiles

Algunos materiales presentan la propiedad de ductilidad, esta permite al material cuando se encuentra bajo esfuerzos, sufrir grandes deformaciones antes de llegar a la ruptura. La ruptura solo se presenta para cuando el esfuerzo llega a ser tan grande para lograrlo.

Aquellos materiales que poseen esta cualidad son conocidos como materiales dúctiles, entre estos se pueden encontrar las alecciones metálicas, debido a que la disposición de los átomos admiten el deslizamiento de unos sobre otros accediendo a grandes deformaciones antes de romperse.

2.1.15 Falla por fatiga proveniente de cargas variables

Actualmente en el desarrollo de ingeniería para diseño y análisis de piezas que se ven afectadas por el fenómeno de la fatiga, se encuentran formas con las cuales el diseñador puede predecir el tiempo de vida (si es finito), de una pieza de maquina sometida a cargas fluctuantes antes de que esta falle por fatiga.

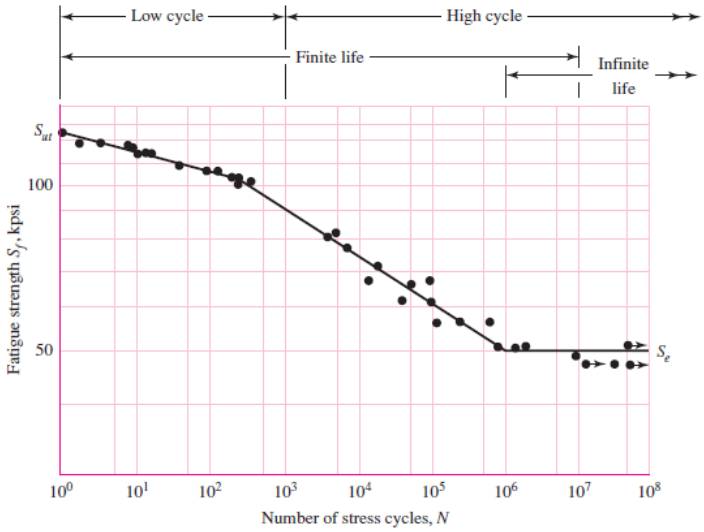
Existen 3 métodos principales, con los cuales usualmente se intenta predecir la falla y son conocidos como Métodos de Fatiga-Vida.

- **Método Esfuerzo-Vida[26]:**
  Basado solo en niveles de esfuerzos determina la resistencia de los materiales, cuando estos se encuentran bajo cargas de fatiga. Usualmente las pruebas donde una muestra de este material se somete a fuerzas variables o repetidas con magnitudes especificas se conoce como maquina de viga rotativa de alta velocidad R.R.Moore, en la cual se van contabilizando los ciclos del esfuerzo hasta que la muestra sea destruida, luego de que esta es sometida a flexión pura mediante pesos. La muestra es maquinada y pulida con mucha meticulosidad.
  Además de esta máquina, también existen otras que permiten aplicar esfuerzos axiales fluctuantes, de torsión o en su defecto combinados sobre la muestra.
  Los datos obtenidos de estos ensayos son plasmados en un diagrama de S-N, preferiblemente en papel logarítmico o semi-logarítmico, ya que en el caso de metales ferrosos y aleaciones, la grafica presenta un comportamiento horizontal después de que el material es sometido a un primer esfuerzo, y la curvatura debida a este cambio puede que no sea bien interpretada si se observan los datos sobre gráficos con coordenadas cartesianas.

[26] SHIGLEY, E. JOSEPH . Mechanical Engineering. McGraw-hill. 8va edición. 2006.

- **Diagrama S-N:**
  Uno de los diagramas usados para obtener una relación entre resistencia a la fatiga y la expectativa o ciclos de vida, necesaria para poder predecir la fatiga, es el Diagrama S-N, donde S representa el rango de tensión cíclica y N representa el número de ciclos hasta la falla. Este diagrama posee una limitación significativa ya que el resultado de la curva depende o es altamente sensible a las condiciones de prueba, como lo es la geometría de la muestra y el estado de la superficie de esta. Lo que merece gran atención como diseñadores puesto que estas condiciones no son correspondientes a un ambiente real, por lo que se deberá asumir un margen de error.

Figura 4. Diagrama S-N



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

De la figura anterior se deduce que una falla a la fatiga cuando el numero de ciclos es N=1 hasta N=10^3 ciclos, se conoce como fatiga de bajos ciclos, mientras que si N> 10^3 ciclos, se conoce como fatiga de altos ciclos.

Otro aspecto importante que se observa es la distinción que se hace entre la región de vida infinita, esta diferencia o punto de donde acaba una región y empieza otra no está definida con exactitud, por literatura, se asume que se encuentra entre 10^3 y 10^7 ciclos, para el caso de aceros.

- **Método Deformación-Vida[27]:**

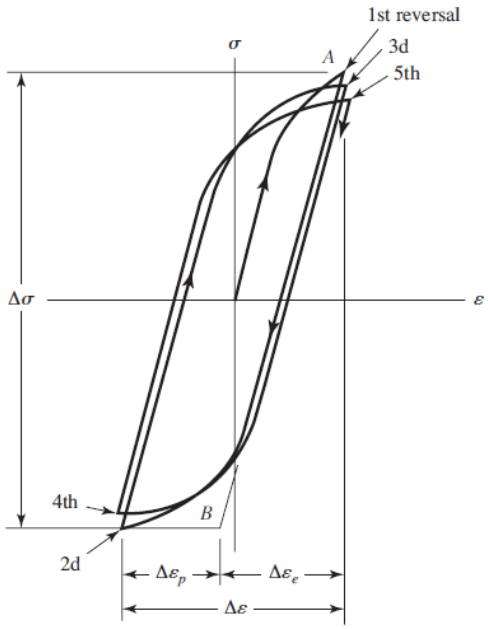
[27] SHIGLEY, E. JOSEPH . Mechanical Engineering. McGraw-hill. 8va edición. 2006.

Este método es bueno cuando existe una aplicación con fatiga de bajo ciclaje. Consiste en un análisis detallado del proceso que ocurre cuando un esfuerzo localizado en una discontinuidad excede el límite elástico, variando la deformación plástica. Es por esto que se fundamenta en el hecho de que una falla por fatiga existe si hay deformaciones plásticas cíclicas.

En la literatura se pueden apreciar resultados de varias investigaciones que se han realizado para comprender mejor el comportamiento de los materiales sometidos a una deformación cíclica, entre los cuales se encuentra la teoría de Baushinger, donde se especifica que los limites elásticos del hierro y el acero pueden ser variados con cambios hacia arriba o hacia abajo a través de variaciones cíclicas del esfuerzo. Esta teoría fue verificada en 1910 por Bairstow.

Otro estudio realizado, fue abordado por el RW Landgraf, quien investigo las consecuencias de la fatiga a bajos ciclos, sobre aceros de alta resistencia y donde concluyo que habrá una menor resistencia del material cada vez que se repetía el esfuerzo, en la figura 5 podrá observar el comportamiento de la deformación real que se presenta un material sometido a esfuerzos reales.

Figura 5. Primeros ciclos de deformación cíclica controlada



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

Este método presenta cierta incertidumbre ya que es necesaria hacer idealizaciones para obtener un estimado de la resistencia a la fatiga.

- **Método Mecánico de la fractura lineal-elástica[28].**

  Este método es usado, cuando existe ya una grieta y es necesario predecir su comportamiento, es decir el incremento del tamaño que se presentara con respecto al esfuerzo aplicado cíclicamente. Se divide en 3 fases

  - ✓ Fase I: involucra varios granos, se conoce o asume de esta forma ya que para el observador es invisible ciertas imperfecciones superficiales presentes en el material.

  - ✓ Fase II: proceso en el cual la grieta se expande y donde el observador puede percibir a través de un microscopio electrónico.

  - ✓ Fase II: es aquí donde ocurre la fractura.

- **FEA[29]:** Es un método que consiste en la división de un elemento, en pequeños compendios que se interconectan por una serie de puntos conocidos como nodos. Se asume que las ecuaciones que rigen a este compendio, lo harán de igual forma con el elemento, logrando así pasar de un elemento continuo con infinitos grados de libertad, regido por una o varias ecuaciones diferenciales, a un compendio con grados de libertad finitos, el cual se podrá modelar para observar su comportamiento, por un sistema de ecuaciones, lineales o no.

  Este método se ha convertido en una gran herramienta para los ingenieros ya que permite solucionar problemas que hasta hace poco eran casi imposibles de resolver a través de cálculos matemáticos tradicionales, obligando a los ingenieros a realizar tantas pruebas sobre prototipos necesarias para acercarse a la solución, aumentando el costo y el tiempo retrasando la evolución.

  El FEA presenta incertidumbres por su naturaleza, ya que contiene hipótesis, pero aun así no deja de representar una notoria reducción tanto de tiempo como de costo.

[28] SHIGLEY, E. JOSEPH . Mechanical Engineering. McGraw-hill. 8va edición. 2006.
[29] Laboratory for Scientific Visual Analisys. [artículos de internet]. http://www.sv.vt.edu/classes/MSE2094_NoteBook/97ClassProj/num/widas/history.html>. [consulta el 08 de diciembre de 2011].

2.2 MARCO HISTÓRICO

2.2.1 ¿Cuáles fueron los antecedentes del autogiro?

Desde tiempos remotos la humanidad siempre quiso descifrar e imitar la forma en que volaban algunas aves e insectos. Uno de los grandes personajes de la historia, Leonardo Da Vinci, se intereso especialmente en la capacidad del colibrí y algunos insectos que podían volar en cualquier dirección e, incluso, permanecer quietos en el aire.

Los primeros diseños y dibujos de artefactos voladores que incluían un rotor, fueron bocetos elaborados hacia el año 1490 por Leonardo Da Vinci, en ellos contenía un rotor helicoidal que permitiría elevar la maquina. A partir del siglo XX, luego de la invención de las aeronaves motorizadas, los esfuerzos por lograr un vuelo con aeronaves de ala rotatoria se incrementaron, sin embargo no se logro un vuelo estable ya que se volcaban antes de separarse del suelo. Esto se debía a que las palas no tenían un eje de batimiento como el flapping, que permite aliviar las cargas debidas a la disimetría de la sustentación.

Hacia el año 1923, el ingeniero Juan de la Cierva, dio solución al problema de la disimetría en la sustentación, diseñando un rotor que poseía dos puntos de pivote permitiendo el movimiento de las palas hacia arriba y abajo (flapping), hacia adelante y atrás (lead/lag). De esta forma las cargas eran absorbidas por el sistema de pivotes y no por las palas, logrando así un vuelo estable en las aeronaves de ala rotatoria. Juan de la Cierva implemento este tipo de rotores en las aeronaves que diseño y construyo, los autogiros, logrando así el primer vuelo estable de una aeronave de ala rotatoria, el modelo C4, en enero de 1923, recorriendo 200 metros, y más tarde en 1924 realizó el primer vuelo entre aeródromos.
El diseño de estos rotores articulados también hizo posible el posterior desarrollo de los helicópteros, ya que Juan de la Cierva le vendió la patente de su rotor a Igor Sikorsky, el padre de los helicópteros[30].

2.2.2 ¿Quién fue el creador?

Juan de la Cierva y Codorníu
(Murcia, España, 21 de septiembre de 1895 – Croydon, Reino Unido, 9 de diciembre de 1936). Inventor y científico aeronáutico español, ingeniero de caminos, canales y puertos, además de ser aviador[31].
A los 16 años de edad, construyo e hizo volar un biplano con 2 tripulantes, su astucia e inteligencia pronto lo llevaron a crear una empresa pionera en la

[30] Leishman J. Gordon. Development of the Autogiro: A Technical Perspective. Maryland: University of Maryland; 2003. p. 3.
[31] Colaboradores de Wikipedia. Juan de la Cierva. [articulo de internet]. http://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Juan_de_la_Cierva&oldid=50528721> [Consulta: 10 noviembre de 2011]

aeronáutica en España, junto con dos compañeros, las siglas de esta correspondían a las iniciales de cada apellido B.C.D.

El primer autogiro construido por el Ingeniero, fue el Cierva C.1, que estaba integrado por un fuselaje, ruedas y estabilizador vertical de un monoplano francés, al que le adecuo dos rotores contra rotatorios cuatripalas, y un motor Le Rhône de 60 hp. Este modelo al igual que los siguientes 2 no logró un vuelo, puesto que el rotor inferior giraba con menor velocidad de la que debería obtener, y el efecto giroscópico y la disimetría de la sustentación hacían volcar los aparatos.
En diciembre de 1938, muere el ingeniero en un vuelo de la KLM de Londres a Ámsterdam. Para entonces el entorno aeronáutico se dedico al desarrollo de helicópteros.
Juan De la Cierva, siempre siguió sus ideales de mejorar el autogiro cada vez más, ya que le apostaba a que tendría su propio lugar en el mundo, pues podría realizar muchas misiones que estaban más allá del alcance de las aeronaves de ala fija y que las haría de una forma más eficiente que un helicóptero.

2.2.3 ¿Cómo evolucionaron estas aeronaves?

Juan de la Cierva quien era ingeniero de caminos, canales y puertos, se empezó a encaminar hacia la construcción de autogiros en los años de 1920 en Madrid España. En 1912 Juan de la Cierva con tan solo 16 años construye su primer biplano, pero en su primer vuelo se da cuenta que las aeronaves de ala fija entran en perdida muy fácilmente, de ahí nace la idea del ingeniero de buscar una solución para que la aeronave no entre en perdida, en ese preciso momento se pone a trabajar en la búsqueda de dicha solución encontrando una respuesta a su pregunta y pensó que la manera de conseguirlo sería dotando a las alas de un movimiento autónomo e independiente de la velocidad propia de la aeronave, consecuentemente con su planteamiento, se le ocurre que sería posible hacer volar una aeronave haciendo girar sus alas alrededor de un eje perpendicular a la misma, y que la fuente de energía que animara el giro fuera el propio viento relativo generado por la aeronave en su desplazamiento por el aire.
Inmediatamente pone en marcha su idea y empieza en la elaboración de aeromodelos a pequeña escala y se encuentra con el primer gran problema y es que la aeronave tendía a volcarse hacia la derecha, él se dio cuenta que esto se debía a la asimetría de la sustentación entre la pala que avanza con la pala que retrocede y para dar solución a dicho problema se encamina al diseño detallado del rotor, donde debía cumplir con las características de tener un hub que pivotara independientemente sobre el eje de la cabeza del rotor, esto con el fin de que el rotor junto con las palas se auto compensaran libremente al momento de rotar y así poder compensar la asimetría de la sustentación. [32]

[32] Watkinson Jhon. The Art of the Helicopter. Oxford, United Kingdom; 2004, P. 347

Juan de la cierva en 1924, termina de hacerle todas las pruebas correspondientes al rotor y concibe el primer autogiro práctico el C-6 que se muestra en la figura 6, donde fue volado por el capitán Joaquín Lóriga Taboada quien fue el primer piloto en atreverse a realizar una prueba que nadie nunca había hecho y era disminuir la velocidad, colgando la aeronave de su rotor obteniendo el resultado que exactamente Juan de la Cierva había previsto: la aeronave siguió un perfil descendente con un régimen de descenso estable y sin entrar en pérdida.

Figura 6. Autogiro C-6

Fuente: http://www.cap-ny153.org/rotarywingaircraft.htm

Un paso importante en la evolución del autogiro, fueron los prototipos que desarrollo IGOR BENSEN, quien había piloteado un autogiro de la Cierva, recibe el Rotachute (autogiro sin motor) para estudiarlo, y a mediados de los 50 al retirarse de la General Electric, funda su propia empresa construyendo el B7 Giroglider, el B7M, donde pone a prueba los estudios que realizo sobre autorrotación y el cambio que sufre con diferentes perfiles y tamaños del rotor.

Ya que De la Cierva había registrado la marca “Autogiro”, Bensen hace su registro como “Gyrocopter”. Con el surgimiento del helicóptero, el uso de los autogiros fue disminuyendo hasta casi desaparecer por completo. Sin embargo en las últimas décadas el autogiro ha venido resurgiendo lentamente, por parte de constructores amateurs y se ha extendido debido a sus aplicaciones comerciales y deportivas, hasta lograr consolidar empresas constructoras de este tipo de aeronaves alrededor de todo el mundo.

2.2.4 ¿Cómo llego a Colombia?

En el año 1971, el ingeniero Máximo Tedesco, fundó la empresa Agrocopteros LTDA, con el fin de fabricar vehículos aéreos livianos, empezando con autogiros monoplaza para fumigación aérea de ultra bajo volumen logrando una reducción en los costos de fumigación de un 60% comparado con aeronaves convencionales. De estos autogiros se produjeron 8 unidades, pero se dejaron de producir y utilizar debido a razones desconocidas[33].

Actualmente la empresa Gyro Fly Colombia, comercia con autogiros en la ciudad de Bogotá D.C., en Colombia, ofreciendo a la venta autogiros de la marca Auto Gyro de Alemania, además de proveer servicio técnico y escuela de vuelo para pilotos de autogiro[34].

2.2.5 ¿Qué sucede actualmente en el mundo?

En el resto del mundo, se están haciendo esfuerzos para comercializar autogiros, y volverlos así vehículos aéreos ampliamente utilizados. Para esto se han empezado a crear reglamentaciones especiales en la mayoría de los países, estableciendo medidas de seguridad necesarias para garantizar el desarrollo seguro de la aviación con estas aeronaves.
Además se han tratado de romper límites establecidos previamente en el performance de estas aeronaves, utilizando nuevas tecnologías para lograr aumentar la velocidad de vuelo, la capacidad de carga, disminuir la carrera de despegue y aterrizaje, realizar vuelos estacionarios y llevar más pasajeros entre otras.
Una de las empresas que más ha realizado avances en el diseño y construcción de autogiros es Carter Aviation Technologies, con su modelo el Carter Copter, con el que se han logrado establecer nuevos records de velocidad máxima y de la relación de velocidad entre la pala de avance del rotor y la velocidad de la aeronave *(μ)*[35].

El Carter Copter, logro hacer que la velocidad en la punta de la pala de avance fuera igual al doble de la velocidad de la aeronave, o en otras palabras, que la velocidad angular del rotor, fuera igual a la velocidad de la aeronave. Esto se consiguió aumentando la velocidad de la aeronave más allá de lo posible con el solo uso de un rotor, por lo que se utilizo también un ala fija en la aeronave. Además se debió reducir la velocidad del rotor, haciendo que las alas cargaran más peso que el rotor, por lo que en ese estado de vuelo la aeronave se comporta mas como un avión que

[33] AEROANDINA S.A. Acerca de AeroAndina. [articulo de internet]. http://www.aeroandina.com/historia.htm> [Consulta: 10 noviembre de 2011]
[34] Gyro Fly Colombia. Home. [articulo de internet]. http://www.co.auto-gyro.com/index.html> [Consulta: 10 noviembre de 2011]
[35] Keim David. Significance of μ-1 and the Technical Issues Involved. [articulo de internet]. http://www.cartercopters.com/mu-1.html> [Consulta: 10 noviembre de 2011]

como un autogiro. A este tipo de aeronaves que tienen una combinación de rotor y alas fijas se les llama Convertiplano.

Por otro lado la empresa Groen Brothers Aviation, se ha enfocado en mejorar las plantas motrices de sus autogiros, usando motores a reacción para obtener un mayor empuje, y así aumentar la capacidad de carga en pasajeros, combustible y otros sistemas. El autogiro con el que han experimentado inicialmente es el Hawk 4, que tiene una capacidad de carga de 4 pasajeros y un piloto, utilizando un motor turboprop Rolls-Royce modelo 250, de 420 caballos de fuerza. Además está realizando investigaciones y desarrollos para instalar rotores libres en la parte superior de aeronaves convencionales, como en el Fairey Rotodyne, con el fin de construir aeronaves comerciales de transporte de pasajeros con capacidades de realizar despegue en pistas de corta distancia (VSTOL)[36].

2.2.6 ¿Qué se ha desarrollado en la Universidad de San Buenaventura?

En la universidad se han realizado tres tesis sobre autogiros.

GYROHARVEST. *DISEÑO PRELIMINAR DE UN AUTOGIRO ADECUADO PARA FUMIGACIÓN*, se público en 2005 bajo la dirección del Ingeniero Mecánico Aurelio Méndez.

DISEÑO PRELIMINAR DE UN AUTOGIRO ANFIBIO DE RECONOCIMIENTO Y CONSTRUCCIÓN DE SU MODELO A ESCALA, se publico en 2008, con el Ingeniero Aurelio Méndez como asesor temático.

DISEÑO PRELIMINAR DE UN AUTOGIRO DEPORTIVO MONOPLAZA, se publico en 2008, con el Ingeniero Aurelio Méndez como asesor temático.

[36] Groen Brothers Aviation, Inc. THE GBA GYRODYNE CONCEPT. [articulo de internet]. http://www.groenbros.com/gyrodyne_tech.php>. [Consulta: 10 noviembre de 2011]

2.3 MARCO LEGAL

2.3.1 ¿Qué leyes hay en Colombia para el vuelo de estos?

El vuelo de autogiros está reglamentado en Colombia por los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) parte cuarta (4) en la sección 4.25.5., referente al vuelo de aeronaves ultralivianas. Dentro de este capítulo se clasifican a los autogiros como aeronaves ultralivianas clase II, teniendo que cumplir las siguientes características:

a) Avión de ala fija ó de ala rotatoria tipo autogiro, con cualquier tipo de estructura (tubular, monocoque, etc.); alas en tela o en lámina o material compuesto y cabina abierta o cerrada.

b) Propulsado con un motor y potencia máxima total no superior a 130 HP.

c) Peso máximo de operación de 1654 Lb o menos, incluyendo flotadores y artefactos de seguridad.

d) Capacidad de combustible no superior a 24 US galones.

e) Velocidad de crucero máxima de 130 nudos.

f) Velocidad de pérdida (sin flaps) no superior a 39 nudos.

g) Capacidad máximo para dos ocupantes (dos asientos).

Para que estas aeronaves puedan desarrollar operaciones aéreas en el territorio nacional deben cumplir las siguientes reglas:

a) Ser utilizadas para recreación o deporte, no pudiendo ser empleadas en ningún tipo de actividades comerciales remuneradas, como actividades de transporte público, paseos turísticos o trabajos aéreos especiales, etc.

b) Ser utilizadas en operación tripulada por uno o máximo dos ocupantes según la configuración autorizada de acuerdo a su clasificación.

c) Estar inscritas en un club de actividades aéreas deportivas o recreativas con ultralivianos.

d) Tener un control de horas de vuelo de aeronave y motor

e) La Autoridad Aeronáutica se reserva el derecho de efectuar inspecciones a los clubes de ultralivianos en cualquier momento, para velar por el cumplimiento de las normas del presente capítulo.

2.3.2 ¿Qué leyes hay en el mundo?

Para los países que se encuentran en estado de desarrollo o sub-desarrollo, es muy factible que no tengan un reglamento propio, donde se regulen las actividades aeronáuticas y se establezcan los procedimientos adecuados para la certificación de aeronaves y componentes, por lo que suelen copiar y traducir los reglamentos que expiden los países desarrollados con experiencia en el campo aeronáutico en cuanto a regulación y construcción de aeronaves. Los países que usualmente establecen estas normas son Estados Unidos, Gran Bretaña y la Unión Europea entre otros.

Para el caso de Estados Unidos, se encuentra la orden 8130.2f donde se establecen los pasos a seguir para la certificación y aprobación de un certificado de aeronavegabilidad para un gran número de categorías de aeronaves. Dentro de esta norma, en la sección 8, se encuentran los pasos a seguir para obtener un certificado de aeronavegabilidad para la categoría experimental de aeronaves livianas deportivas (X - LSA Light sport aircraft), donde se encuentran los giroplanos o autogiros. Sin embargo dentro de la sección 6 que corresponde a la certificación de aeronaves livianas deportivas, se especifican algunas condiciones que se deben tener en cuenta para la certificación de autogiros, pero debido a una limitación impuesta por el numeral 21.190 parágrafo (a), no se permite la certificación de autogiros o giroplanos como aeronaves LSA.

Dentro de los requerimientos para la categoría LSA, se especifica que no puede tratarse de helicópteros, y para el caso de aeronaves más pesadas que el aire debe tenerse un peso máximo de 600 Kg para aeronaves que no operaran en agua, o sea hidroplanos. También aparecen otros requerimientos que fueron copiados en los RAC parte 4, pero además esta regulación tiene otros requisitos. Por ejemplo se especifica que para el caso de autogiros, el paso de las palas debe ser fijo, debe ser un rotor semirrígido, basculante y de dos palas. Esta limitación implica que no se podría certificar el sistema de paso variable para autogiros de acuerdo a las regulaciones aeronáuticas de Estados Unidos.

En la unión europea sin embargo se encuentran varias categorías para aeronaves pequeñas de ala fija y ala rotatoria. Dentro de estas normas las más interesantes para el diseño y certificación de autogiros son la CS-27, CS-VLA y la CS-CLR.
La norma CS-27, son las especificaciones para la certificación de aeronaves de ala rotatoria pequeñas. El peso máximo para esta categoría es de 3.175 Kg, por lo que se debería tratar de buscar un categoría de menos peso donde puedan entrar la mayoría de los autogiros, o sea unos 600 a 700 Kg. Dentro de la norma CS-VLA se especifican los procedimientos para la certificación de aeronaves de ala fija muy livianas. Para esta categoría, el peso máximo es de 750 Kg, lo que es ideal para el caso de los autogiros, pero en este caso la norma solo es aplicable para aeronaves de ala fija. En la regulación CS-VLR, se especifica la certificación de aeronaves de ala rotatoria muy livianas, con un peso máximo de 600 Kg. Sin embargo dentro de esta regulación en el capítulo de medios aceptables para el cumplimiento, en la sub-parte A, se especifica que no pueden ser aplicables estas normas para autogiros,

por lo que se deberá recurrir a la norma CS-27 para tener una guía en el diseño y certificación de estas aeronaves de acuerdo a la norma europea EASA.

Para el caso de gran Bretaña existe una norma que regula de forma precisa y concreta la certificación de autogiros dentro de la autoridad de la aviación civil CAA, en el capítulo 643 referente a los requerimientos de aeronavegabilidad civiles de gran Bretaña, en la sección T. Dentro de estas regulaciones se establece un peso máximo de 600 Kg para la categoría de autogiros livianos. Aquí se establecen varios requerimientos para la certificación de autogiros parecidos a los establecidos en la norma americana 8130, pero aquí se permite la operación de un sistema de paso variable de las palas siempre y cuando también se tenga un sistema de control de pitch del rotor, por lo que se considera que el cambio de pitch de las palas va a ser un proceso no recurrente durante el vuelo, por lo que para efectos prácticos se puede decir que el paso de las palas en la mayoría de las fases de vuelo es constante.
Además existen otros estándares internacionales que funcionan como guía para la construcción y certificación de autogiros como las normas ASTM.

2.3.3 ¿Qué estándares existen para la construcción de estos?

Dentro de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, se recomiendan algunas normas para la construcción de estas aeronaves, pero se especifica que serán consideradas como aeronaves con fines recreativos. Los estándares recomendados son los ASTM F2352-11, F2449-09 y F2415-09, ajustándose a lo prescrito en el apéndice “A” de éste Capítulo.

ASTM F2352 – 11: es una especificación estándar para el diseño y performance de autogiros o giroplanos livianos deportivos. Esta especificación aplica para autogiros livianos buscando una aprobación por parte de una autoridad civil en forma de certificado, permiso o cualquier otro documento.
Sin embargo dentro de esta especificación se impone una limitación para el vuelo de estas aeronaves relativa a el control colectivo de las palas, o como ya se había mencionado, el feathering. Dentro de esta especificación se prohíbe el cambio de paso de las palas del autogiro en vuelo, por lo que solo se podrá cambiar en tierra o no deberá tener paso ajustable.

ASTM F2449 – 09: es una especificación estándar para los constructores de autogiros livianos, relativa a la creación de un programa de aseguramiento de la calidad. Esta especificación establece los requerimientos mínimos para el desarrollo de un programa de aseguramiento de la calidad y aceptación de la producción. Este estándar es aplicable para los fabricantes de autogiros que buscan la aceptación de una autoridad de aviación civil en forma de certificado, permiso o cualquier otro documento.

ASTM F2415 – 09: practicas estándar para un sistema de aeronavegabilidad continuada para autogiros livianos deportivos. El propósito de esta práctica es establecer un método por el cual se descubran, evalúen y solucionen los problemas de vuelo de estas aeronaves, con el fin de mantener la seguridad operacional de los autogiros.

2.3.4 ¿Cuáles deben ser los parámetros de diseño por normatividad?

De acuerdo a las regulaciones británicas para el diseño y certificación de autogiros livianos, se deben tener en cuenta los siguientes parámetros[37]:

- Dos ocupantes máximo.
- Peso máximo al despegue de 600 Kg.
- Condiciones de vuelo VFR (reglas de vuelo visual).
- Un solo rotor basculante de dos palas con paso fijo.
- Un solo motor a pistón de aspiración normal con paso fijo de la hélice, o variable solo en tierra.
- Un conjunto de tren de aterrizaje con una rueda de nariz y/o una rueda de cola, junto con un tren principal de dos ruedas laterales no retráctil.
- Factor de seguridad de 1,5.
- El rotor debe soportar un factor de carga positivo de 3,5 g para todas las velocidades de desplazamiento del autogiro.
- El resto de la aeronave debe ser diseñada para un factor de carga positivo de 3,5 g y un factor de carga negativo de -0,5 g.
- Fuerza limite de operación del piloto para el control en los pies de 580N.
- Fuerza limite de operación del piloto para el control de la mano (Stick) de 445N hacia delante y atrás, y una fuerza de 300N para el control lateral.
- Los sistemas de control dual deben soportar 0,75 veces la fuerza de ambos pilotos actuando al mismo tiempo, tanto en la misma dirección, como en direcciones opuestas.

[37] Inglaterra. Britich Civil Airworthiness Requirements: Section T Light Gyroplanes. 2005.

- Para el caso de una emergencia, el autogiro debe estar diseñado para proteger a los ocupantes y darles una oportunidad razonable de escapar de lesiones serias en el evento de un aterrizaje accidentado. Para eso se debe tener en cuenta que cada ocupante experimentara un factor de carga de 4,5 g hacia arriba, 9 g hacia adelante, 3 g lateralmente y 4,5 g hacia abajo.

- Para el caso de fundiciones se debe tener un factor especial de fundición de 2,0.

- Para el caso de rodamientos se debe tener un factor especial de rodamiento de 2,0.

- Para el caso de tornillos, pernos y otras uniones, se debe aplicar un factor especial de 1.25 que multiplique al factor de carga de diseño.
- Para el caso de los cinturones de seguridad y soportes de estos, se debe asegurar que estos soporte 1,33 veces las fuerzas máximas para el caso de una emergencia como se establecieron anteriormente.

- Para el diseño de cables que controlen superficies primarias se debe tener un factor de seguridad de 2,0.

- Las bisagras de las superficies de control deben tener un factor de seguridad de 6,37 con respecto al material más suave utilizado en la bisagra.

- Para el caso de bisagras donde se usen rodamientos de bolas o rodillos, las cargas de diseño deberán estar dentro de los límites de operación especificados por los fabricantes.

- Las palas del rotor deben estar balanceadas en el sentido de la cuerda al 25%.

- Las palas del rotor deben estar balanceadas para evitar vibraciones teniendo un sistema balanceado.

Además de las anteriores especificaciones, también se deben hacer todos los cálculos pertinentes al diseño aerodinámico, estructural, de estabilidad y control, se debe demostrar con ejercicios prácticos y finalmente con vuelos de prueba.

3. METODOLOGÍA

3.1 DIAGRAMA DE FLUJO

Ver ANEXO A en el CD.

3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN

Tecnologías actuales y sociedad / Instrumentación y control de procesos / Diseño y construcción de aeronaves.

3.3 TECNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN

El desarrollo de la tesis se basara en la documentación disponible actualmente en libros, revistas, pdf´s, artículos y páginas virtuales, que se relacionan con el diseños, performance y aerodinámica de los autogiros.

Al igual se hará uso de información, correspondiente a la aplicación de la estadística en proyectos ingenieriles, desarrollo de códigos de programación en Matlab, diseño de mecanismos y partes de maquinas, que permitirán el desarrollo total de la tesis.

Otra fuente de información de la cual se dispondrá, serán los recursos ofrecidos por la Universidad, como profesores y laboratorios.

4. DESARROLLO INGENIERIL

4.1 RECOLECCIÓN DE DATOS DE AUTOGIROS

Para definir el diseño que tendrá el autogiro sobre el cual se hará el cambio de rotor, se procedió a recopilar información para luego realizar una base de datos que contiene una división por casas fabricantes de autogiros y una subdivisión que consta de cada uno de los modelos que posee cada fabricante. Cabe aclarar que por falta de información disponible en medios accesibles a estudiantes, no se cuenta con la totalidad de datos reales existentes.

Se debe tener en cuenta que para esta sección se utilizarán métodos de estadística que permiten organizar y resumir datos, estos son recolectados para realizar una estimación de parámetros de determinada población. Permite razonar de manera lógica y tomar decisiones informadas en presencia de incertidumbre y variación.

Se divide en dos grandes grupos, la Estadística Descriptiva que se usa cuando al recopilar datos se quiera solo resumirlos y explicar las particularidades, se representa a través de gráficos (Histogramas, diagramas, dispersión, etc.) y números (promedios, porcentaje, desviación estándar, coeficiente de correlación, etc.).

La Estadística Inferencial usa técnicas para hacer una generalización en toda la población a partir de una muestra.

En el diseño mecánico esta disciplina es ampliamente usada debido a la existencia de variables cambiantes.

También se utilizarán métodos de regresión lineal que son comprendidas dentro del campo de la estadística que permite relacionar una variable dependiente con diversas variables independientes y un término aleatorio.

Algunas de las casas de fabricantes que se sometieron a investigación fueron:

MAGNI: Compañía fundada por Vittorio Magni, en 1977, es conocida durante dos décadas en el sector aeronáutico como VPM. Su primer éxito comercial lo logra cuando realiza la venta de los derechos de la patente de dos modelos, uno monoplaza MT5 y uno biplaza MT7, a una empresa española en el año de 1986. Desde su creación la compañía demostró ser solida y capaz de tener un buen desarrollo a nivel de proyectos, como lo ha venido demostrando hasta el día de hoy. Su nombre actual lo recibe en 1996 cuando deja de ser conocida como VPM, para ser llamada desde entonces como MAGNI GYRO. De esta compañía, se obtuvo

información de 4 modelos de autogiros; Orion M-24, Scout M-14, Spartan M-18, y Tandem Trainer M-16[38].

ELA: Esta compañía lleva en el mercado de autogiros aproximadamente 12 años, es la única empresa española fabricante de estas aeronaves. Los modelos que ofrece son estables y cómodos, combinan lo artesanal con el uso de la más alta tecnología.[39]

CARTER COPTER: Es una compañía Estadounidense, fue fundada por el Sr. Carter ingeniero y piloto privado involucrado en la industria de la aviación desde 1967, además de fabricar autogiros desarrolla helicópteros**.** [40]

AUTOGYRO: Creada en 1999 en Alemania, posee más de 80 especialistas altamente calificados. Desde 2007 la empresa produce autogiros en serie y es capaz de armar uno por día. Con distribuidores en 3 países, utiliza una red global con el objetivo de poner en práctica sin límites la alegría de volar en un autogiro seguro y versátil. [41]

Para cada modelo encontrado, se realizo una ficha técnica, que contiene datos como:

1. Nombre
2. Motor (potencia)
3. Diámetro disco
4. Cuerda pala
5. Peso vacio
6. Peso máximo
7. Velocidad crucero
8. Velocidad mínima
9. Velocidad máxima
10. Techo
11. Rango de vuelo (autonomía)
12. Pasajeros
13. Capacidad combustible
14. Diámetro hélice
15. Altura
16. Longitud
17. Ancho
18. Tipo de cabina
19. Alas.

Para facilidad del lector se identificará y enumerará cada aeronave que fue seleccionada para el análisis estadístico, como sigue:

[38] MAGNI GYRO usa. FACTORY. [articulo de internet]. http://www.magnigyro.com/factory.html>. [Consulta: 08 diciembre de 2011]
[39] ELA Aviation. [articulo de internet]. http://www.gyroplane.co.za/index.html>. [Consulta: 08 diciembre de 2011]
[40] Carter Aviation Technologies. [articulo de internet]. http://www.cartercopters.com/>. [Consulta: 08 diciembre de 2011]
[41] AUTO-GYRO. [articulo de internet]. http://www.auto-gyro.com/en>. [Consulta: 08 diciembre de 2011]

Tabla 1. Autogiros sometidos a estudio estadístico

Nombre del autogiro	Numero
2 plazas	
Magni Gyro Orio M-24	1
Magni Gyro Scout M-14	2
Magni Gyro Spartan M-18	3
Magni Trainer M-16	4
Magni Gyro Voyager M-22	5
ELA 07	6
ELA 07 COUGAR	7
ELA 07 AGRO	8
ELA 07S	9
MTO sport	10
MT 03	11
Calidus Autogyro	12
SportCopter II	13
Gyro Bensen	14
Arrow Copter	15
AeroCopter Futura	16
Umbaugh U 18	17
Mc Culloch J-2	18
Más de 4 plazas	
Carter Copter	19
Hawk 4 (GBA)	20
Hawk 5 (GBA)	21
McDonnell XV-1	22
AISA GN	23

Con la información recolectada de las fichas de cada autogiro estudiado (ver anexo B), se realizó la base de datos que reunía cada una de las características tanto físicas como del performance de los autogiros. Durante el proceso de recolección de datos, se decidió tener en cuenta la información de autogiros de 4 o más plazas, ya que brindan puntos críticos de diseño, información útil a la hora de realizar un análisis estructural.

Para realizar el diseño conceptual de un autogiro, es necesario recurrir a las gráficas de dispersión de estadística, que permiten identificar los puntos de concentración, y puntos críticos en el diseño de cualquier aeronave. Para el caso de los autogiros, estas graficas no se encuentran en libros u otros medios, por lo que fue necesaria la creación de estas a partir de la información recopilada en la base de datos.

Durante la creación de las graficas se decidió realizar regresión lineal a cada una de estas, para observar el coeficiente de variación (R^2), y obtener la ecuación de la recta (Y), datos que se usarían en el desarrollo del aplicativo del software, pero los

resultados obtenidos no fueron los esperados ya que la modelización de la relación entre variables fue bastante incoherente como se muestra en el Anexo M.

Los gráficos que se obtuvieron luego de la investigación fueron los siguientes:

- Diámetro disco vs MTOW
- MTOW/EW vs MTOW
- Carga discal vs MTOW
- Carga de potencia vs MTOW

La constante que se uso para cada grafica fue el MTOW, ya que es el único parámetro que debe ser controlado de forma precisa de acuerdo a la ley. Para definir las relaciones que se utilizaron, se tuvieron en cuenta tres parámetros fundamentales en el diseño de aeronaves de ala rotatoria, la carga discal, que es una muestra de la capacidad de carga de estas aeronaves, advirtiendo límites de cargas estructurales en el diseño, la carga de potencia, que indica una relación adecuada entre el peso de la aeronave, su forma aerodinámica y la potencia de los motores que se deben usar. El tercer parámetro fue la relación entre peso máximo y peso en vacío, que brinda una idea de la capacidad de carga paga, que es el propósito de toda aeronave.

Algunos de los datos obtenidos en la recopilación de información fueron omitidos del análisis estadístico, debido a que se encontraban incluidos o eran dependientes de las variables que se tuvieron en cuenta como: diámetro de la hélice del motor porque depende de la potencia del mismo, área del rotor ya que está incluida dentro de la carga discal, la cuerda porque es dependiente del diámetro del disco para mantener constante la relación de solidez, el peso en vacio, la carga útil y la capacidad de combustible se obviaron por estar incluidos dentro de la relación peso máximo sobre peso en vacio. Las demás características de vuelo y de performance, no se tuvieron en cuenta debido a que estas dependen de la misión de vuelo elegida.

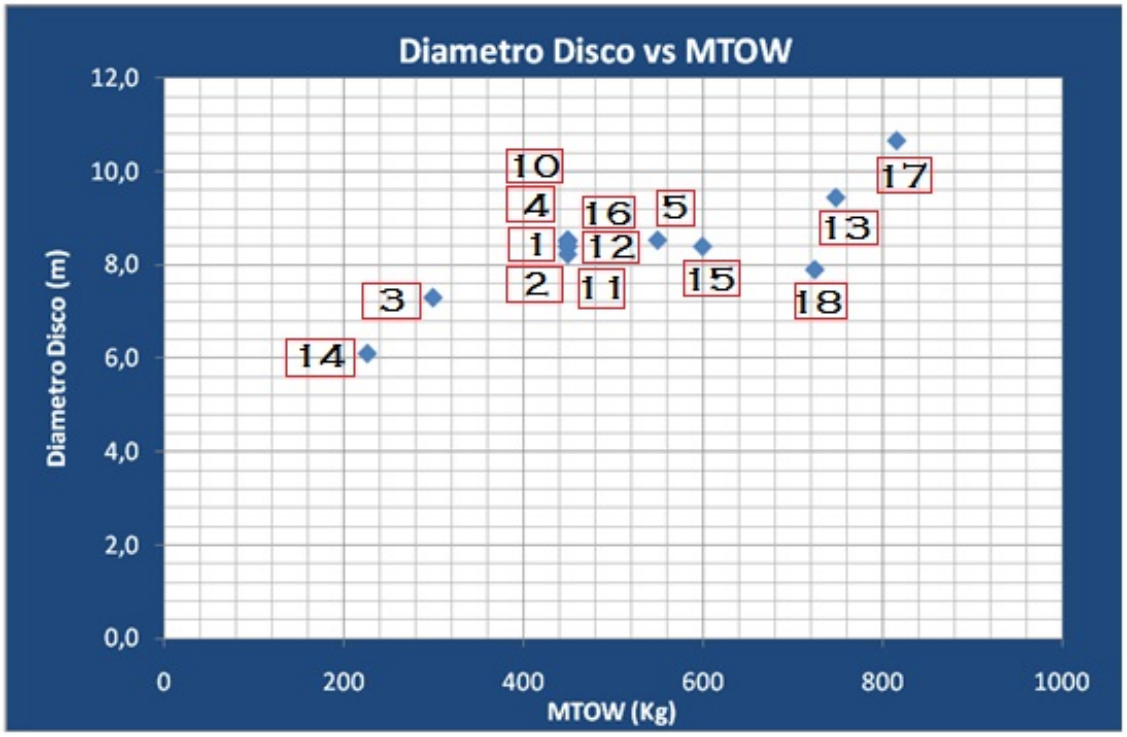
Ya que se encontraron grandes diferencias entre la información de autogiros de 2 plazas y los de 4 o más plazas, se decidió separar las gráficas y de esta forma evitar una mala tendencia en las líneas de regresión lineal.

En la investigación realizada la mayoría de los autogiros tienen un peso máximo al despegue de 450 kg, debido a que en la mayoría de países establecen dentro de su normatividad aeronáutica que el peso máximo para su certificación debe estar alrededor de esta cifra, por tanto los fabricantes construyen sus prototipos en base a este parámetro, obteniendo ejemplares de autogiros con características fáciles de certificar en cualquier país.

4.1.1 Análisis comparativo de Diámetro de disco vs MTOW

Autogiros de 2 plazas: La carga discal en los autogiros es un parámetro que se debe mantener en un rango de valores característicos, ya que la relación existente entre diámetro de disco y peso máximo al despegue debe comportarse linealmente, como se puede apreciar en la figura 5, donde se presenta esta tendencia de forma ascendente. Al igual la recta que representa la regresión lineal corresponde a un valor de carga discal promedio de autogiros que se aproximaría a los 8 kg/m^2, indicando los limites de diseño respecto a la carga discal para evitar exceder el esfuerzo máximo del material tanto de las palas como del rotor.

Figura 7. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 2 plazas



Autogiros de 4 plazas: Para el caso de autogiros de 4 o más plazas, no se puede apreciar una concentración puntual de los datos (ver figura 9), debido a la falta de información acerca de esta categoría de autogiros. Los datos arrojan un diámetro de disco entre 10 y 13 metros, dependiendo de la eficiencia con la que fueron diseñadas las palas; por ejemplo uno de los valores mínimos, el correspondiente al autogiro Carter Copter con 10.21 metros de diámetro, tiene un diseño en las puntas de las palas que aumenta el diámetro efectivo (ver figura 8), además de poseer alas fijas en la parte inferior del fuselaje, disminuyendo así la carga discal y agregando una nueva variable como es la carga alar. Por otro lado el autogiro McDonnell XV-1 con 9.4 metros de diámetro, posee en las puntas de las palas unos tip jets, que requiere una estructura de mayor complejidad en el diseño tanto de las palas como

en el rotor, aumentando el costo de construcción y la resistencia de las mismas, por lo que la carga discal será incrementada.

Figura 8. McDonnell XV-1

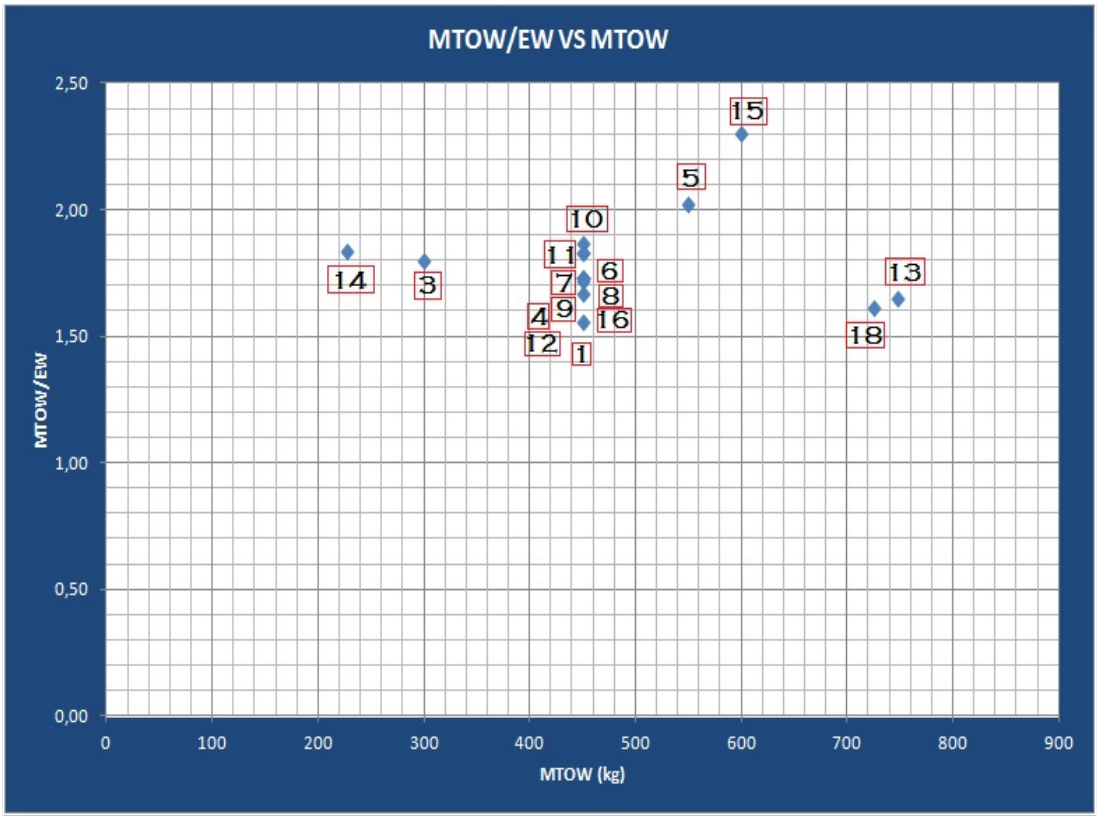
Fuente: http://en.wikipedia.org/wiki/File:McDonnell_XV-1_NASA.jpg

Figura 9. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 4 plazas o más

Análisis comparativo del peso máximo al despegue vs peso en vacio.

Autogiros de 2 plazas: La relación entre peso máximo al despegue y peso en vacio para autogiros, oscila entre 1.5 y 2.5, indicando una eficiencia en la capacidad de carga similar a la de aeronaves de ala fija como otros ultra livianos. Aunque la tendencia no se puede representar mediante una línea recta, existe un comportamiento constante que no varía con el peso máximo manteniendo una relación de pesos para ultralivianos. Gran parte de los autogiros estudiados tienen un peso de 450 Kg, la variación que se presenta en la relación de peso máximo al despegue y peso en vacio, se debe a los diferentes materiales usados en la construcción de los rotores y cada componente de la estructura, variando la eficiencia de cada autogiro en relación a la capacidad de carga, generando una línea de tendencia vertical como se observa en la figura 10.

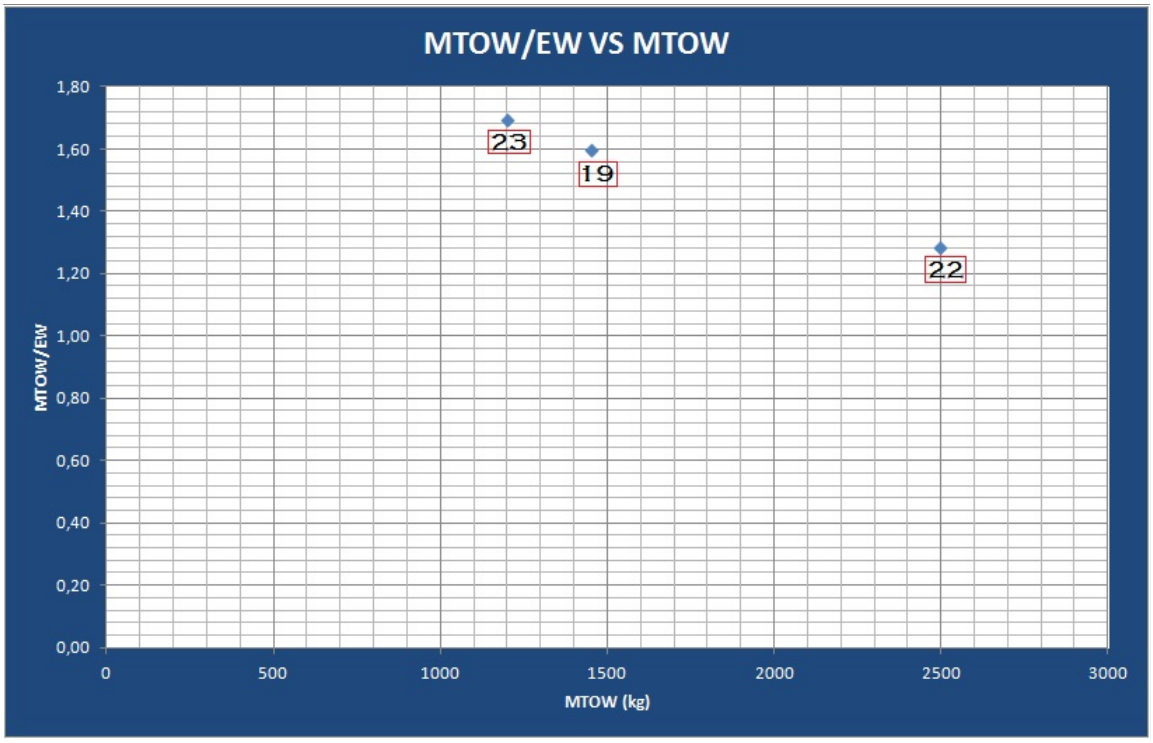
Figura 10. MTOW/EW vs MTOW para autogiros de 2 plazas



Autogiros de 4 plazas: En los autogiros de 4 o más plazas se observa una tendencia decreciente que finaliza en un valor de 1.4 en la relación de peso máximo sobre peso en vacio, por la poca información acerca de las características físicas que tienen los autogiros de esta clase, no se puede realizar una representación de la

tendencia de los pesos en estas, ya que se cometería un error porque al seguir una línea se llegaría a un punto en el que el peso máximo seria igual o menor al peso en vacio (figura 11).

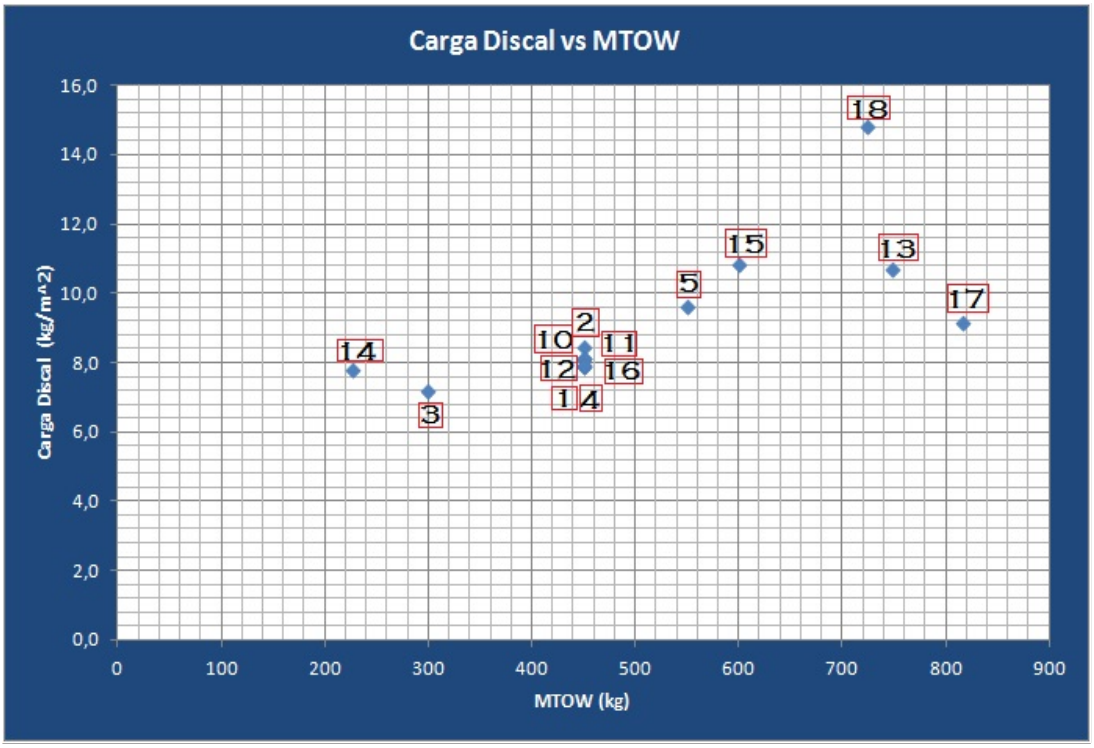
Figura 11. Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 4 plazas o más



4.1.2 Análisis comparativo de la carga discal vs peso máximo al despegue.

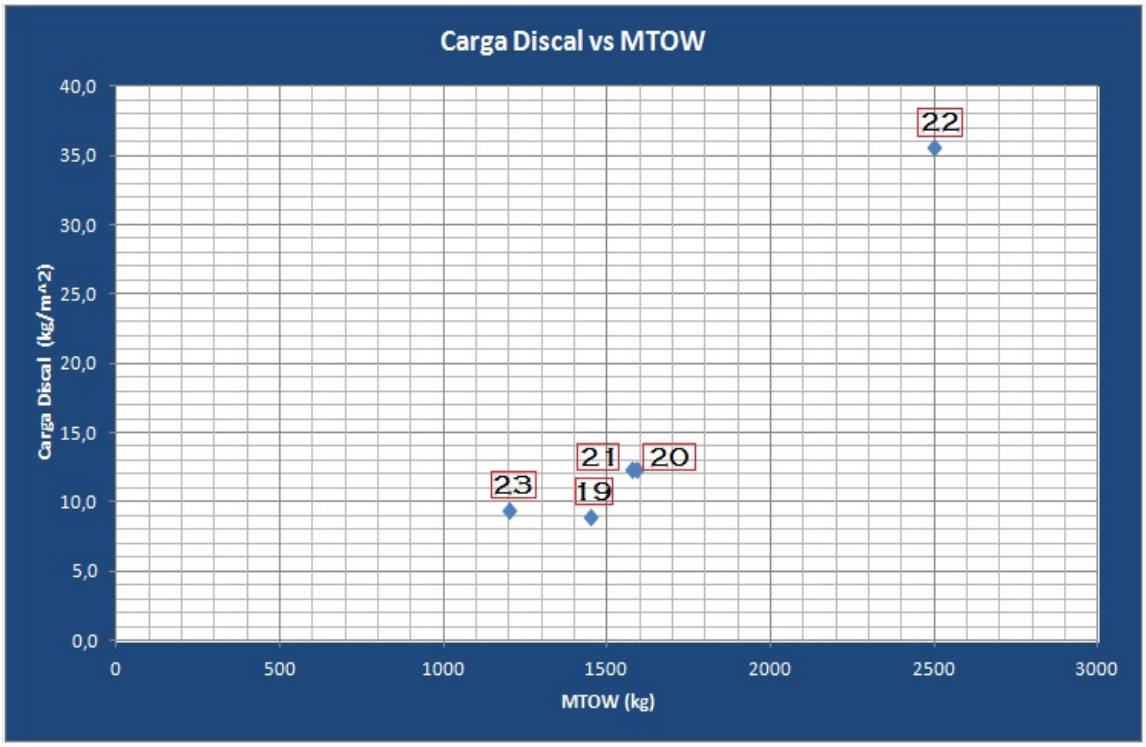
Autogiros de 2 plazas: La relación entre carga discal y peso máximo al despegue, varía de acuerdo al diámetro, a los materiales de las palas, el rotor y al número de palas, ya que para autogiros de gran peso es necesario una mayor inversión económica en materiales de alta calidad, que permitan una mayor resistencia estructural en los componentes críticos como las palas del rotor y el marco del autogiro. El comportamiento de la distribución de cargas discales con respecto al peso máximo al despegue forma una parábola positiva para pesos de 200 a 600 Kg, los puntos por fuera de este rango, tienen un comportamiento diferente debido a que los autogiros con un peso máximo al despegue entre 700 y 750 Kg poseen rotores tripalas disminuyendo el diámetro del disco necesario para sustentar el peso y el autogiro con el peso máximo en la figura 12, tiene un diámetro suficiente para mantener la carga discal dentro del rango normal para estas aeronaves.

Figura 12. Carga discal vs MTOW



Autogiros de 4 plazas: La carga discal para autogiros de 4 o más plazas tiene una distribución que no se puede representar mediante una línea como se observa en la figura13, ya que los datos son insuficientes y no se sabe si poseen alas o cohetes en las puntas de las palas para mejorar su rendimiento, por lo que no se sabe en qué proporción cargan peso las alas o el rotor, ni tampoco se puede identificar en que porcentaje aumentan los cohetes la sustentación del rotor. El punto con 35 Kg/m^2 de carga discal que representa al autogiro McDonnell XV-1 tiene un valor 3 veces mayor al promedio para autogiros de 4 o más plazas, debido a que posee cohetes en las puntas de las palas y alas fijas a los lados del fuselaje.

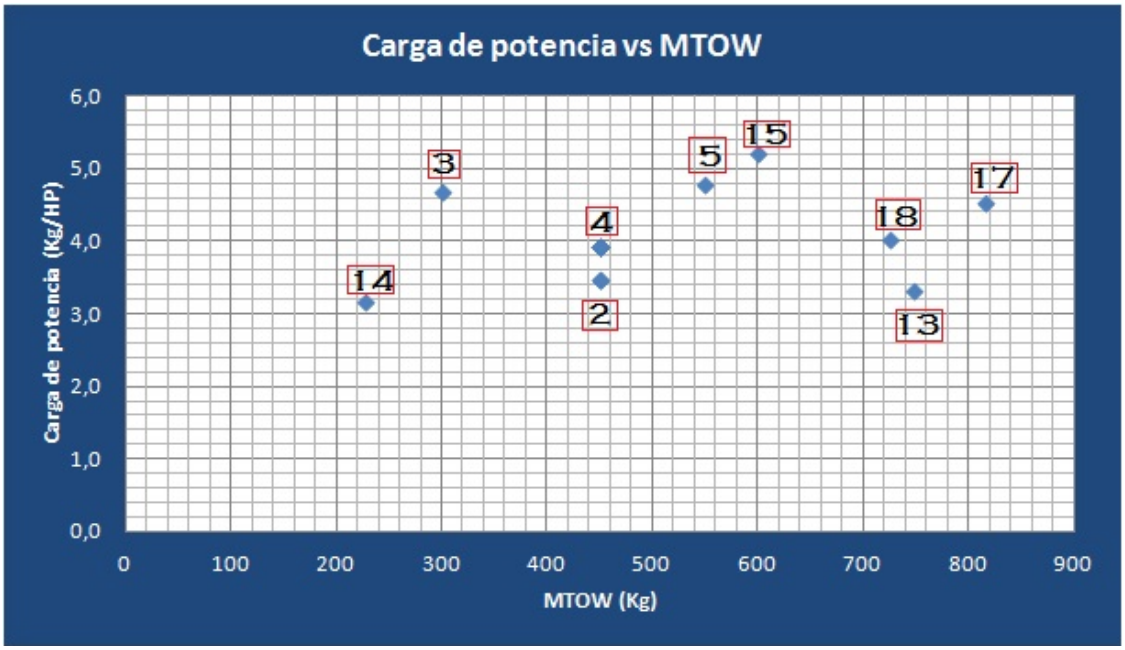
Figura 13. Carga discal vs MTOW



4.1.4 Análisis comparativo de la carga de potencia vs peso máximo

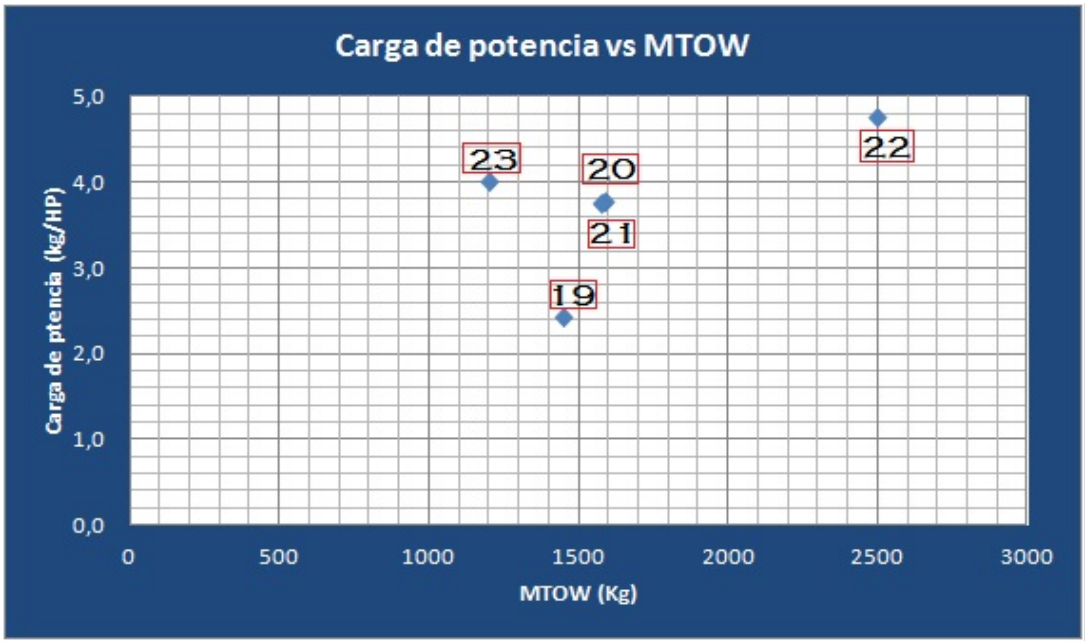
Autogiros de 2 plazas: Para los autogiros de 2 plazas, la distribución de cargas de potencia con respecto al peso máximo, tiene un comportamiento aleatorio y no hay línea de tendencia que lo represente (Figura 14). Los puntos se encuentran entre 3 y 5 kilogramos/caballos de fuerza, esto nos permite definir la potencia del motor necesaria de acuerdo al peso máximo de la aeronave.

Figura 14. Carga de potencia vs MTOW



Autogiros de 4 plazas: En la figura 15 de autogiros de 4 ó más plazas, el rango se encuentra entre 2,5 y 5 kilogramos/caballos de fuerza, el autogiro que presenta la menor eficiencia es el Carter Copter, ya que el motor no es de aviación, es una adaptación de un motor Nascar y por tanto podría necesitar más potencia.

Figura 15. Carga de potencia vs MTOW para 4 plazas o mas



4.1.5 Elección del Autogiro

Con base en los resultados arrojados en las graficas de dispersión estadística, se concluye que por la falta de información, no es confiable un diseño conceptual basado en estos datos hasta el momento. Se decide entonces elegir, un autogiro que se encuentre en la concentración de datos observada en la mayoría de las graficas.

Durante la recolección de datos se encontró que en el aeropuerto de Guaymaral (Bogotá), la empresa Gyro fly, tiene un autogiro, el modelo MTO SPORT del fabricante Alemán Autogyro. Este autogiro posee características similares a los datos que se encuentran en la concentración, por lo que es viable para el desarrollo de la tesis tomar este autogiro como referencia para realizar el cambio de rotor de paso fijo a uno de paso variable, aprovechando el acceso que se tiene para realizar el proceso de ingeniería a la inversa (ver Figura 16).

Figura 16. Características del autogiro escogido para la modificación del rotor

Nombre		
MTO sport MT 03 Autogyro		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1880 mm	2740 mm	5080 mm
Características del motor		
Rotax 912 - Rotax 914		
Características del rotor		
Diametro del disco	8.40 m	
Diametro de la hélice	1720 mm	
Área del rotor	55.4 m^2	
Perfil de las palas	NACA 8h12	
Carga discal	8.1 Kg/m^2	
Características del autogiro		
Peso al vacio (Kg)	241 - 246	
Peso máximo al despegue (Kg)	450	
Capacidad de combustible (Litros)	68	
Características del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Km/h)	162 - 185	
Velocidad de crucero (km/h)	140 - 160	
Velocidad mínima (km/h)	30	
Techo de vuelo absoluto (m)		
Techo de vuelo de servicio (m)		
Rango (mi)	300	
Autonomía (h)		
Régimen de ascenso (m/s)	4 a 6	
Distancia de despegue (metros)	80-120	
Distancia de aterrizaje (metros)	0-20	
Revoluciones del rotor 450 kg	385 rpm	

Caracteristicas de fabricación		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor	Rotax 912 - Rotax 914	115 - 130 HP
Estructura	Acero inoxidable	Estructura de tubos de acero inoxidable, rotor de aluminio extrusionado 6005 T. Estabilizadores y timón de fibra de carbono reforzada con plástico
Instrumentos	N/A	altimetro, indicador de velocidad del motor y del rotor, indicador de temperatura de aceite y de la cabeza de los cilindros, medidor de presion de aceite, brujula, reloj, ELT, radio ATR, transpondedor TRT, GPS, indicador de regimen de ascenso.
Hélice	3 palas de material compuesto	paso variable con viga interna flexible y mecanismo de escobillas y motor eletrico para cambio de paso.
Rotor	aluminio extruido	palas con perfil NACA 8H12
Controles	N/A	Control de cabeza de rotor por varillas, control de trim y freno de rotor neumatico, frenos hidraulicos de parqueo, control dual

4.2. AERODINAMICA DE ROTORES DE AUTOGIROS

La aerodinámica de las aeronaves de ala rotatoria es distinta a la aerodinámica de las aeronaves de ala fija, ya que en este caso, en cada sección de las palas del rotor se encuentra una velocidad distinta, haciendo que la distribución de la sustentación tenga una forma distinta a la presente en las aeronaves de ala fija. Debido a esto se debe hacer un estudio de forma discreta, donde se tenga en cuenta cada elemento que constituye la pala, de modo tal que entre más puntos de estudio se tengan, será más exacto el cálculo aerodinámico del rotor. Este es el mismo principio de cálculos que se utiliza para el análisis computacional de fluidos CFD y el análisis de elementos finitos FEA.

Para el estudio de los rotores de autogiros no se puede asumir el mismo comportamiento que se presenta en los rotores de los helicópteros, ya que el modelo de Blade Element Theory (BET) o Momentum solo son validos para el estado de flujo de aire a través del disco en el cual trabajan los helicóptero en la mayoría de los casos, a excepción de las situaciones de emergencia, donde se utiliza la autorrotación, pero para el caso de la autorrotación de los helicópteros, ya existen muchos datos experimentales que han permitido determinar por medio de regresiones lineales, las ecuaciones que describen algunos parámetros de la autorrotación en un descenso vertical para helicópteros[42].

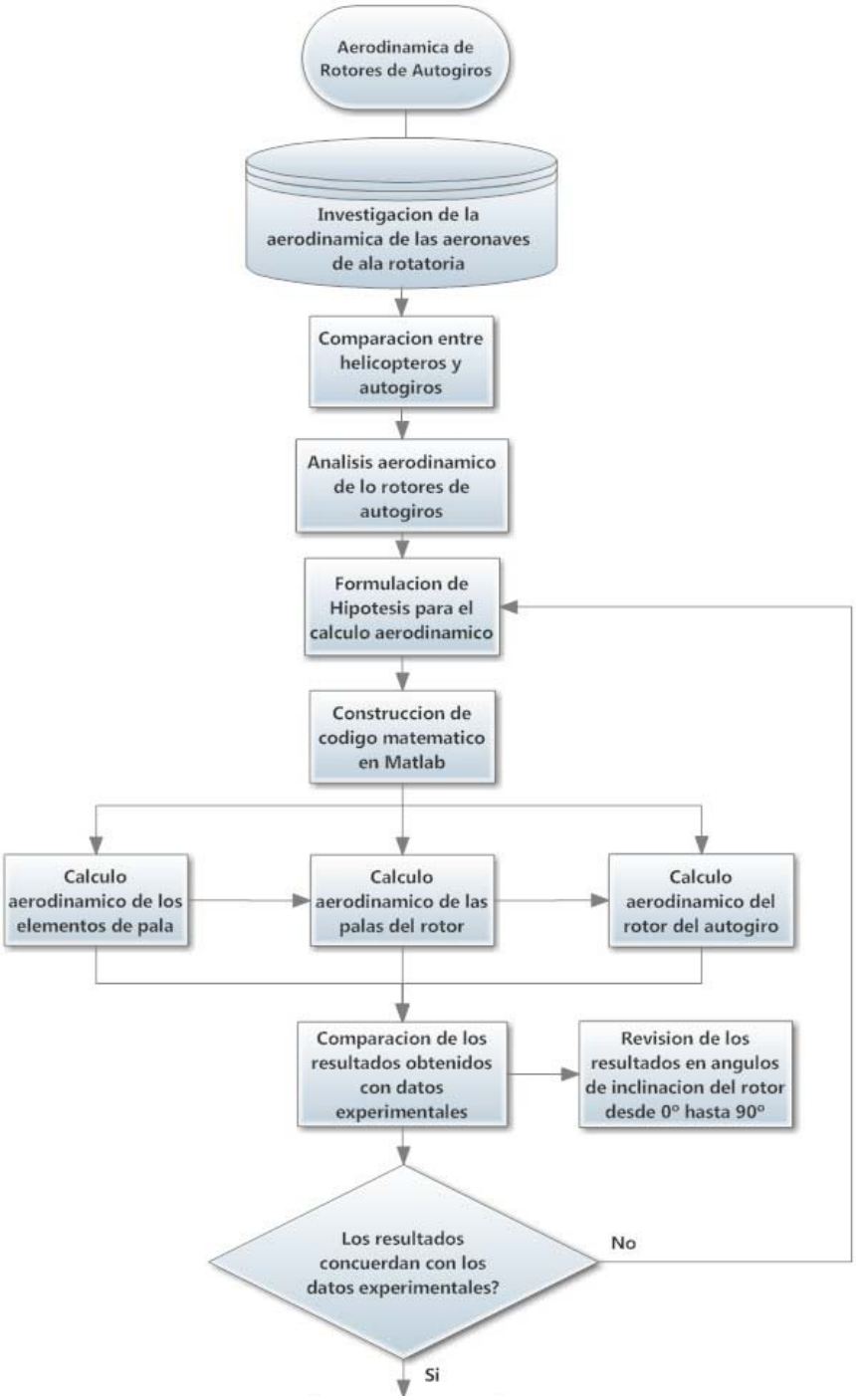
La gran diferencia entre la operación de los helicópteros y los autogiros, es que en el caso de los helicópteros, sus rotores son movidos con la potencia de un motor y su control se hace de forma aerodinámica, cambiando el ángulo de las palas durante la rotación de las palas con la ayuda de un plato giratorio y uno estático, ya sea de forma colectiva o cíclica, proveyendo el rotor a la aeronave de sustentación y empuje, mientras que en el caso de los autogiros, el rotor gira libremente y su control se hace modificando geométrica o vectorialmente la inclinación del rotor completo, con la diferencia que en este caso el rotor provee de sustentación y arrastre. Debido a este movimiento o giro de la cabeza del rotor para el control, se hace necesario establecer un nuevo sistema de ecuaciones que describan la aerodinámica del rotor, empezando por el hecho de tener presente que en cada elemento de las palas además de tener velocidades distintas, también se tendrá una nueva variable, que será el ángulo de ataque en cada elemento, sin importar que toda la pala tenga el mismo ángulo de incidencia, ya que cada elemento tendrá distintas magnitudes de velocidades relativas que formaran su ángulo relativo del aire.

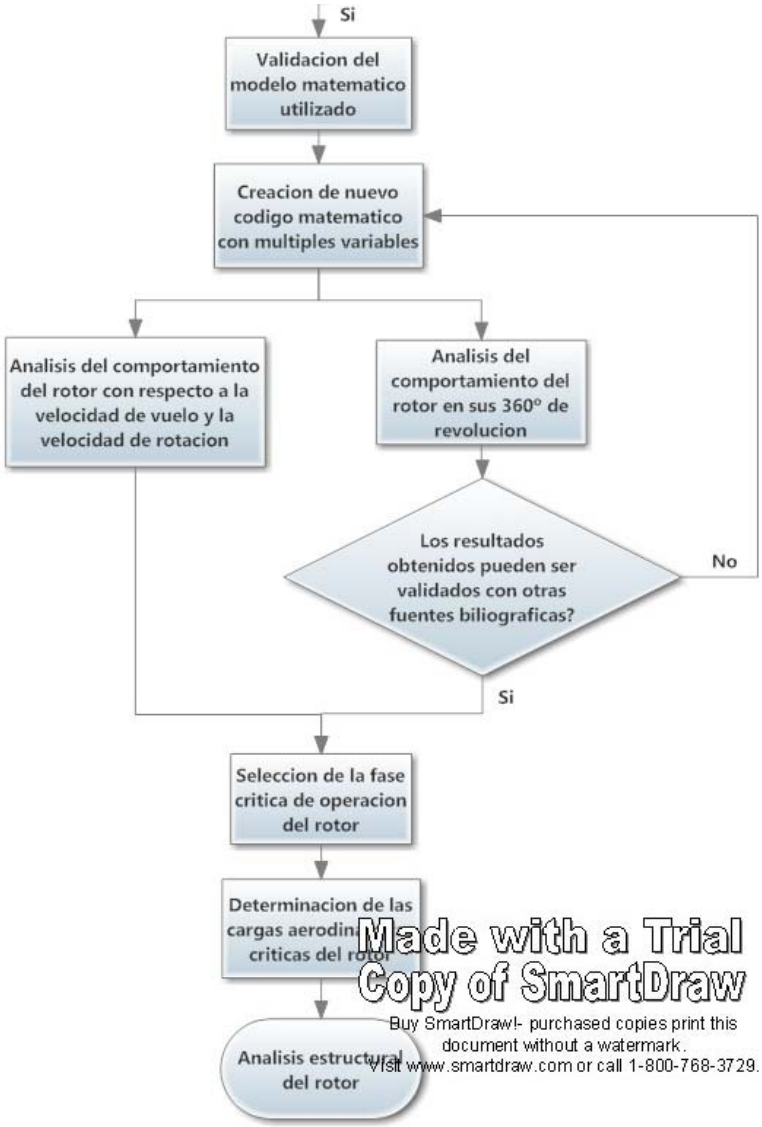
[42] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 78.

4.2.1 Teoría de elemento de pala para helicópteros (BET)

La teoría de elemento de pala consiste en un análisis para alas rotatorias que divide la pala en múltiples secciones, disminuyendo en lo posible el tamaño de estas secciones para así asemejar el análisis del rotor a un análisis bi-dimensional de los perfiles de las palas, por lo que la sumatoria de todos los puntos determinarán el comportamiento y características de todo el rotor. Hasta este punto el análisis de elementos de pala es igual en helicópteros y autogiros, pero de aquí en adelante el análisis para helicópteros cambia, ya que como se ha explicado anteriormente el plano de rotación de las palas de los helicópteros se mantiene constante, mientras que en los autogiros se está moviendo en todo momento. Además de esto, en el caso de los rotores de helicópteros, las características aerodinámicas de las palas serán determinadas de forma periódica de acuerdo a unos valores propios de las características de los helicópteros que incluyen el paso cíclico y colectivo, además de unos parámetros armónicos, por lo que la aerodinámica del rotor completo será resuelta por medio de integrales que asumirán un comportamiento de las palas periódico que no tendrá en cuenta la existencia de una zona de flujo reverso.

4.2.2 Diagrama de flujo del proceso llevado a cabo el capitulo de aerodinámica de autogiros.


Aerodinamica de Rotores de Autogiros
Investigacion de la aerodinamica de las aeronaves de ala rotatoria
Comparacion entre helicopteros y autogiros
Analisis aerodinamico de lo rotores de autogiros
Formulacion de Hipotesis para el calculo aerodinamico
Construccion de codigo matematico en Matlab
Calculo aerodinamico de los elementos de pala
Calculo aerodinamico de las palas del rotor
Calculo aerodinamico del rotor del autogiro
Comparacion de los resultados obtenidos con datos experimentales
Revision de los resultados en angulos de inclinacion del rotor desde 0° hasta 90°
Los resultados concuerdan con los datos experimentales?
No
Si


Si
Validacion del modelo matematico utilizado
Creacion de nuevo codigo matematico con multiples variables
Analisis del comportamiento del rotor con respecto a la velocidad de vuelo y la velocidad de rotacion
Analisis del comportamiento del rotor en sus 360º de revolucion
Los resultados obtenidos pueden ser validados con otras fuentes biliograficas?
No
Si
Seleccion de la fase critica de operacion del rotor
Determinacion de las cargas aerodin
criticas del rotor
Analisis estructural del rotor
Made with a Trial Copy of SmartDraw
Buy SmartDraw!- purchased copies print this document without a watermark.
Visit www.smartdraw.com or call 1-800-768-3729.

4.2.3 Estados de flujo de aire de los rotores

Los estados de flujo de aire en los distintos tipos de rotores han sido bien estudiados, determinando de forma precisa las condiciones necesarias para que se den los distintos comportamientos de aire a través del rotor en casi cualquier condición. Sin embargo el estado de autorrotación sigue siendo un estado poco entendido, en donde las ecuaciones de Momentum utilizadas para la determinación del performance de los helicópteros no es válida, y además el estado de flujo de aire en autorrotación se entiende como una combinación de varios estados de flujo de

aire conocidos[43]. Para la determinación del estado en el que se encuentra operando el rotor se suelen tener algunos parámetros conocidos del vuelo del helicóptero como los que se explicaran a continuación:

- Velocidad de Hover: es la velocidad inducida por el rotor al flujo de aire que pasa a través de este en la condición de un vuelo sostenido o Hover, en donde no existe ningún desplazamiento de la aeronave.

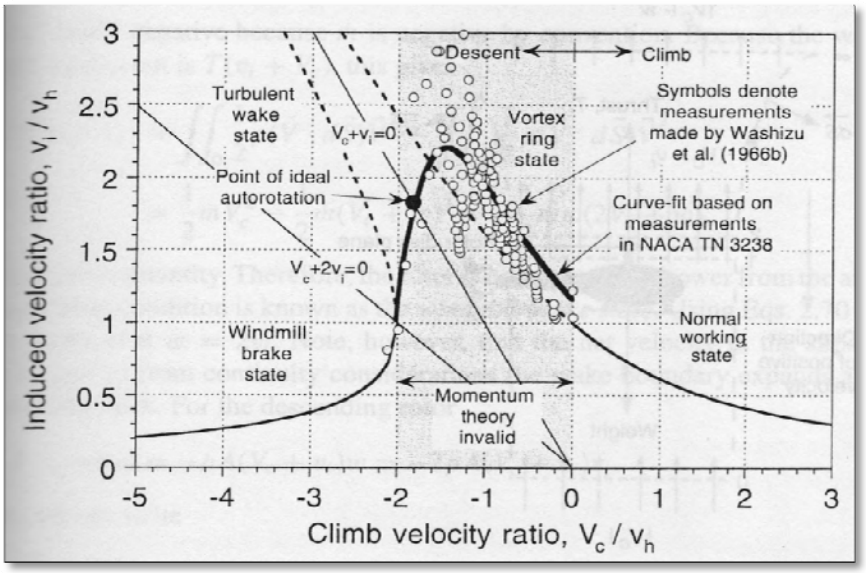
- Relación de velocidad inducida: es la relación entre la velocidad inducida al flujo de aire a través del rotor medida en cualquier condición de vuelo y la velocidad inducida al aire en estado de Hover.
- Relación de velocidad de ascenso: es la relación entre la velocidad de ascenso de la aeronave, ya sea positiva (ascenso) o negativa (descenso), y la velocidad inducida al aire en estado de Hover.

- Relación de poder: es la relación entre la potencia requerida para el giro del rotor en cualquier condición de vuelo y la potencia necesaria en el rotor para realizar un vuelo sostenido o Hover.

Dentro de las graficas obtenidas de la experimentación con helicópteros, se suelen trazar varias líneas necesarias para la división de los estados del rotor dentro de un amplio espectro de operaciones de la aeronave. También se utiliza una división en el espectro, que separa el vuelo en ascenso y en descenso, y otra división más cuando la velocidad de descenso es dos veces la velocidad inducida. A continuación se mostraran dos graficas que ilustran de forma precisa el comportamiento del rotor de un helicóptero en un amplio espectro de operaciones, y se muestran también las zonas de la grafica donde se presentan los distintos estados de flujo de aire en el rotor. En la figura 17 se tiene una curva de comportamiento dependiente de la relación de velocidad de ascenso en el eje X, y de la relación de velocidad inducida en el eje Y, mientras que en la figura 18 se observa el comportamiento de la curva dependiente de la relación de poder en el eje Y, manteniendo en el eje X la relación de velocidad de ascenso.

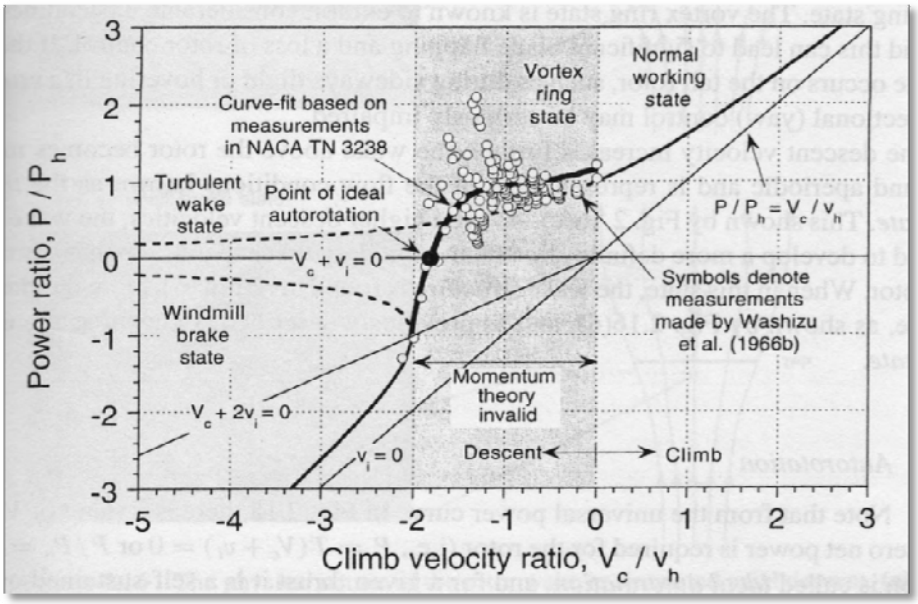
[43] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 60

Figura 17. Variación de la velocidad inducida en función de la velocidad de ascenso o descenso, basada en la teoría de Momentum



Fuente: Principles Of Helicopter Aerodynamics.

Figura 18. Potencia total requerida en función de la velocidad de ascenso o descenso


Power ratio, P / P_h
Climb velocity ratio, V_c / v_h
Curve-fit based on measurements in NACA TN 3238
Vortex ring state
Normal working state
Turbulent wake state
Point of ideal autorotation
$P / P_h = V_c / v_h$
$V_c + v_i = 0$
Symbols denote measurements made by Washizu et al. (1966b)
Windmill brake state
Momentum theory invalid
$V_c + 2v_i = 0$
$v_i = 0$
Descent
Climb

Fuente: Principles Of Helicopter Aerodynamics

En ambas figuras vemos una línea negra oscura que señala la curva de comportamiento de los rotores de los helicópteros en todo el espectro de operación. En la figura 17 y 18, vemos que el lado derecho de la curva negra, ubicada en la condición de ascenso, corresponde al estado de flujo de aire normal (***Normal***

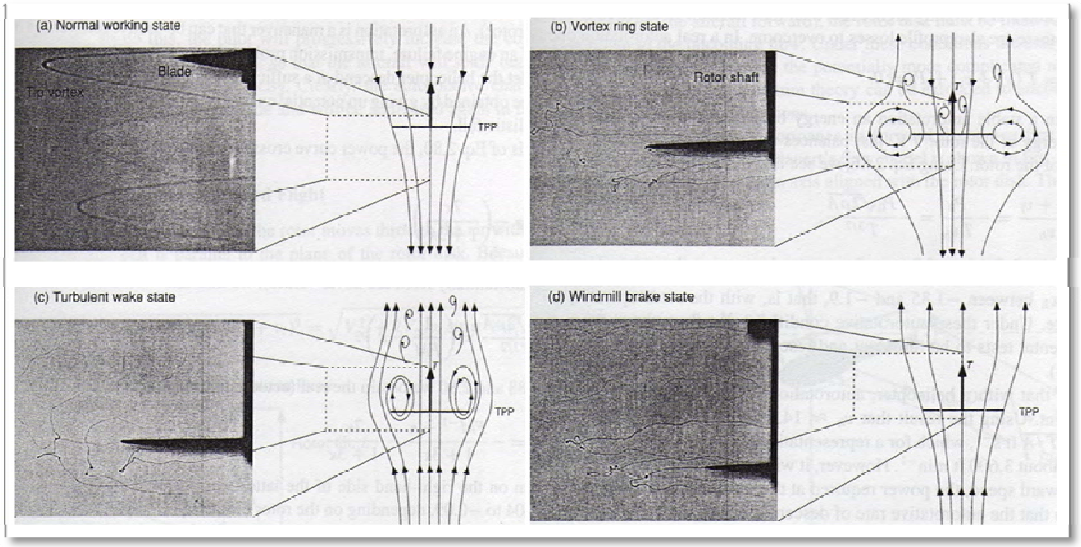
working state), es decir, es en este estado donde operan la mayor parte del tiempo los helicópteros. En ambas imágenes en la parte central sombreada, entre los valores de relación de velocidad de ascenso de -2 y 0, se puede ver un estado de flujo de aire un poco caótico llamado ***Vortex ring state***, en donde no es válida la teoría de momentum usada en el cálculo de helicópteros. [44]

Finalmente los otros dos estados de operación del rotor se encuentran del lado izquierdo de ambas graficas, pero en la figura 17 vemos una forma fácil de diferenciarlas tomando como referencia la línea de la relación de potencia igual a cero, de forma tal que cuando se necesita potencia (relación de potencia positiva) se trabaja en el estado ***Turbulent wake state***, mientras que cuando no se necesita potencia para el giro del rotor, sino que la relación de potencia es negativa se está trabajando en ***Windmill brake state***, que es un estado de flujo de aire donde el rotor absorbe energía del aire que pasa a través de él como en el caso de las turbinas eólicas.

Además de estos estados de operación de los rotores de los helicópteros, también existe un punto de especial interés para el desarrollo de esta investigación, llamado ***punto de autorrotación ideal***, que se encuentra en la intersección de la curva de comportamiento de los rotores y una línea trazada llamada ***Vc + Vi = 0***, que es una línea que representa cuando la velocidad inducida es igual pero en sentido contrario a la velocidad de ascenso, lo que indica que en la operación de un rotor en autorrotación, no existe realmente flujo de aire a través del disco, ya que la magnitud de ambas velocidades es igual, imposibilitando el flujo de aire y actuando este como un disco solido, por lo que se explica el coeficiente de fuerza resultante del rotor, similar al de un disco solido. Este punto también se encuentra entre 3 modos de operación distintos, empezando por *vortex ring state*, ya que el flujo de aire en autogiros y helicópteros en autorrotación tiene un comportamiento o movimiento de abajo hacia arriba del rotor. Además se encuentra en un punto medio entre *windmill brake state* y *turbulent wake state*, ya que en esta condición el rotor no necesita energía del motor, pero tampoco absorbe energía del flujo de aire como lo haría un molino de viento. A continuación se muestran los distintos estados de operación de los rotores en la figura 19, con un diagrama del comportamiento del aire a través del disco.

[44] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 60

Figura 19. Estados de flujo de aire a través de rotores de helicópteros

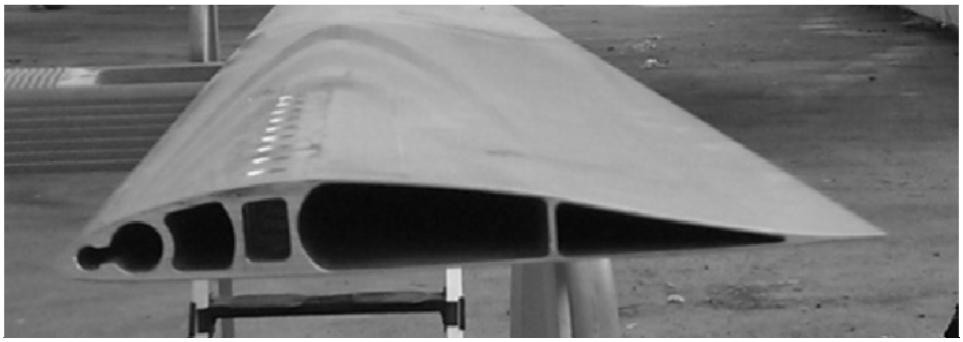


Fuente: Principles Of Helicopter Aerodynamics

4.2.4 Perfiles aerodinámicos utilizados en rotores de autogiros

En los rotores de autogiros se suelen usar palas con perfiles diseñados especialmente para helicópteros, ya sean simétricos o asimétricos, en donde las características más importantes para la selección de este perfil son bajo coeficiente de Drag y coeficiente de Momento igual o cercano a cero, por lo que se suelen escoger perfiles con “Réflex”, o doble curvatura consistente en una especie de “cola”, que compensa el coeficiente de Momento y lo hace igual a cero. El perfil más utilizado en los rotores de los autogiros es el NACA 8H12 que se ve en la figura 20, que es un perfil diseñado especialmente para helicópteros, con “réflex” y un thickness igual al 12% de la longitud de la cuerda.

Figura 20. Perfil aerodinámico de la pala de un autogiro



Fuente: fotografía cedida por la empresa Gyro Fly Colombia

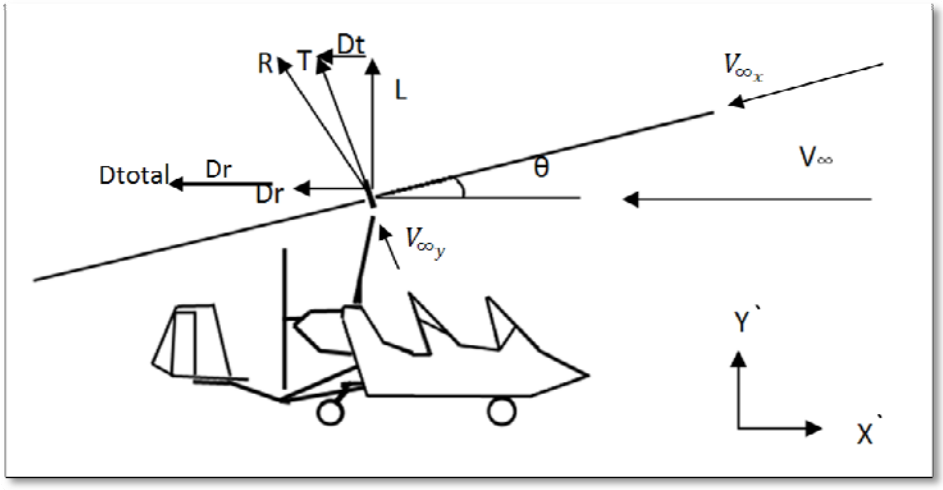
4.2.5 Aproximación analítica a la aerodinámica de los rotores de autogiros

Para el desarrollo de un documento de investigación enfocado en el diseño de un componente de autogiros tan importante como el rotor, se hace necesario realizar un cálculo detallado de la aerodinámica de estas aeronaves. Para tal fin se debió escribir un código matemático en un software de programación de grandes capacidades matemáticas como lo es Matlab, que describiera las características aerodinámicas de los rotores de estas aeronaves de acuerdo a la lógica, análisis e interpretación de los autores, ya que no se encuentra información confiable acerca de la aerodinámica de estos, y parte del objetivo de este documento consiste en determinar de forma simplificada la aerodinámica de estas aeronaves teniendo en cuenta elementos infinitesimales que constituyen las palas completas.

Para iniciar el análisis lógico de los elementos discretos que conforman las palas del rotor, se debió partir por un diagrama de cuerpo libre que representara un elemento cualquiera de la pala, pero para eso antes se debe revisar la posición del rotor en la aeronave, y se deben establecer unos planos de referencia para establecer una ubicación espacial.

Visto desde una perspectiva lateral de la aeronave como se ve en la figura 19, se aprecia el ángulo formado entre el disco rotor del autogiro y la dirección de avance de la aeronave que se asumirá en este documento siempre horizontal recta y nivelada para efectos de simplicidad en los cálculos. Debido a este ángulo de inclinación (θ), el plano de rotación de las palas no estará siempre en el mismo plano con respecto al fuselaje de la aeronave, sino que dependerá de la inclinación de la parte central del rotor, haciendo que varié la dirección del Thrust, la cantidad de aire a través del rotor, y la magnitud de Lift y Drag total del rotor. El Thrust siempre es perpendicular al plano de rotación del rotor del autogiro, mientras que el Lift es perpendicular a la velocidad de desplazamiento, y para el caso de esta investigación y el código matemático desarrollado para el estudio aerodinámico, se asumirá que la velocidad de desplazamiento siempre es horizontal y no se tendrán en cuenta ascensos, descensos, desplazamientos laterales ni ráfagas de ningún tipo. Debido a que el Thrust está inclinado hacia atrás, este producirá una fuerza de Drag y de Lift. También se producirá una fuerza de Drag debida a la forma del rotor, por lo que la fuerza resultante del rotor será la suma vectorial del Thrust y del Drag debido a la forma del disco.

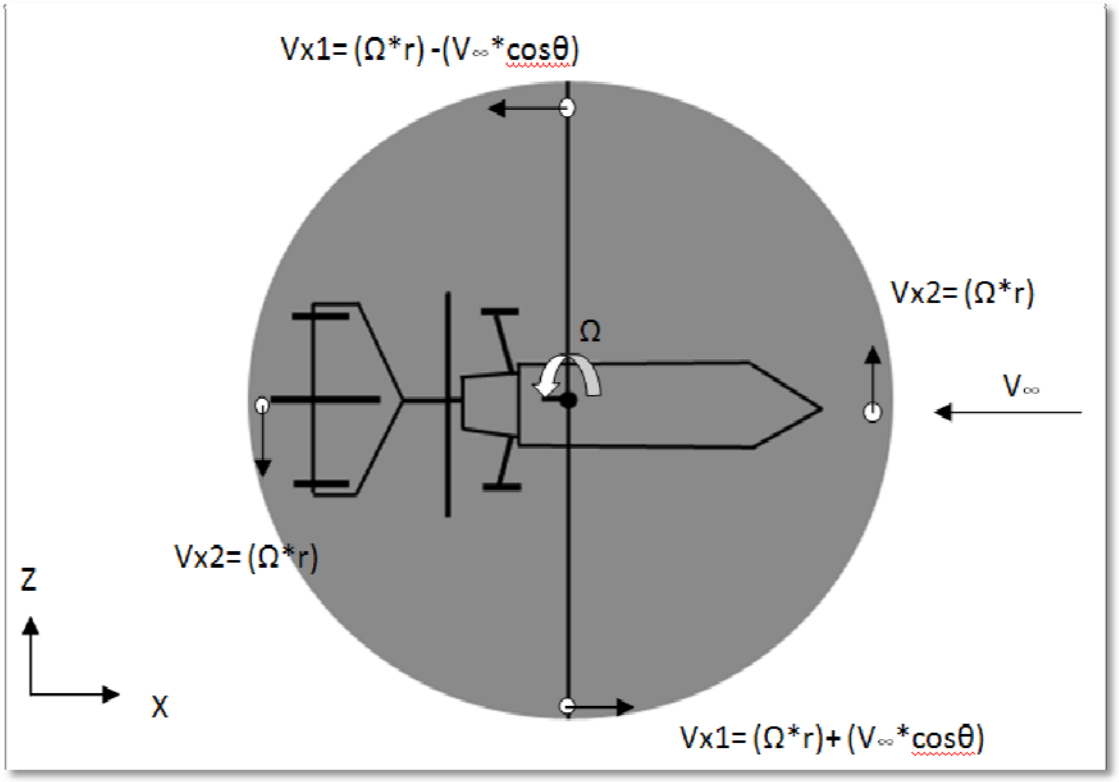
Figura 21. Vista lateral de los triángulos de velocidades en los autogiros



En esta tesis se tendrán 4 puntos de estudio de especial interés en el rotor, de los cuales 2 corresponden a la posición de las palas cuando se encuentra la cuerda de estas paralela a la dirección de vuelo y los otros 2 corresponden a la posición en la que la cuerda de las palas se encuentra perpendicular a la dirección de vuelo. Debido a estas posiciones de las palas, en unas zonas se le sumara la velocidad de avance del autogiro a la velocidad de rotación de las palas, mientras que en otras zonas se le deberá restar esta velocidad, y obviamente debido a este cambio existirá una posición en la que la velocidad de desplazamiento no se le sumara ni restara a la velocidad de las palas como se puede ver en la figura 22.

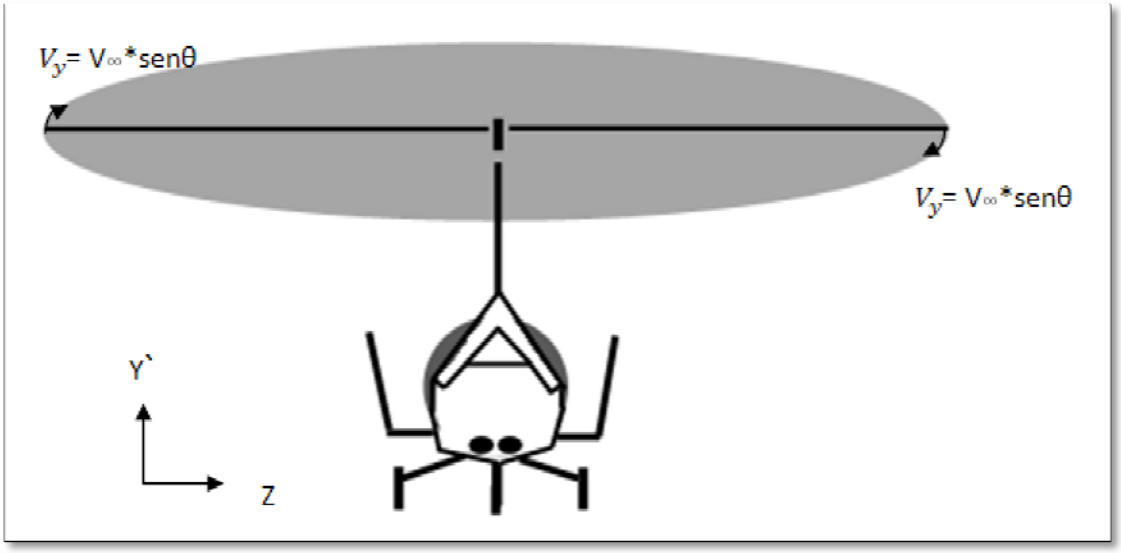
En los cuatro puntos de interés existen dos que tienen el mismo valor y otros dos que tienen signos opuestos, por lo que se produce una disimetría en la distribución de velocidades en el sentido longitudinal de las palas en el momento que la cuerda de estas se encuentra paralela a la dirección de vuelo. Los otros dos puntos que tienen el mismo valor, no se ven afectados por la dirección de vuelo ya que la cuerda está orientada perpendicularmente con respecto a la dirección de vuelo, lo que permite que la distribución de las velocidades en esta posición si sea simétrica. En los elementos de pala en la posición donde la cuerda es paralela al desplazamiento del autogiro, la velocidad local de cada elemento es la suma de la velocidad tangencial debida a la rotación de las palas y la velocidad de desplazamiento de la aeronave multiplicada por el coseno del ángulo formado entre el disco y la dirección de vuelo. Esta convención de signos y planos fue seleccionada para simplificar los triángulos de velocidades y los cálculos, y obtener todas las fuerzas con respecto a la posición del rotor.

Figura 22. Vista superior de velocidades en autogiros



Para simplificación de los cálculos aerodinámicos se tomaron en cuenta solo posiciones del disco con variaciones angulares en el sentido de Pitch, no de Roll, por lo que no se incluirán inclinaciones laterales del rotor como se ve en la figura 23. Debido a esta simplificación, la velocidad en Y de todos los elementos de las palas será igual a la velocidad de desplazamiento del autogiro multiplicado por el seno del ángulo de inclinación del rotor.

Figura 23. Vista frontal de las velocidades en los autogiros



4.2.6 Arquitectura del código desarrollado para los cálculos aerodinámicos.

Para el análisis del rotor se debió dividir este en pequeñas secciones, de acuerdo a la cantidad de elementos de análisis por pala que desee el usuario del programa, por lo que se le piden datos de entrada como el diámetro del rotor (D), el número de elementos por pala (Ne) y la cuerda de las palas.

El ancho de las secciones de análisis será entonces la relación entre el radio del rotor y el número de divisiones de cada pala, como se puede ver en la ecuación [1].

[1]

Y los puntos de análisis serán determinados por una matriz de una sola fila de tamaño variable, construida por un vector de la forma que se ve a continuación en la ecuación [2].

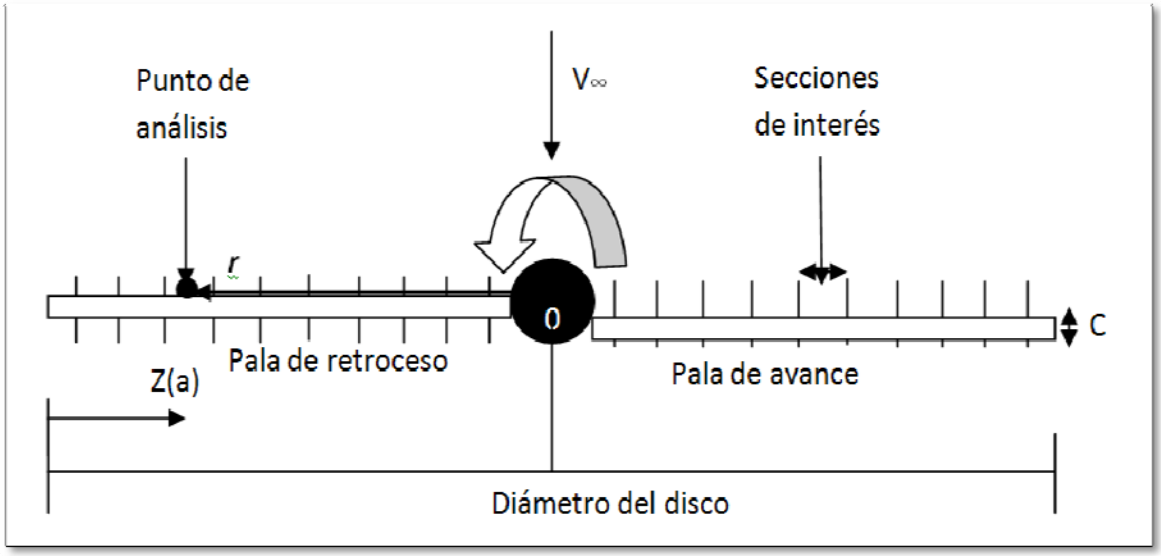
[2]

De modo tal que la ecuación que describe la posición de todos los elementos de pala en el rotor partiendo desde la punta de la pala que se encuentra en retroceso hasta la punta de la pala que se encuentra en avance, se escribe como se ve en la siguiente ecuación.

[3]

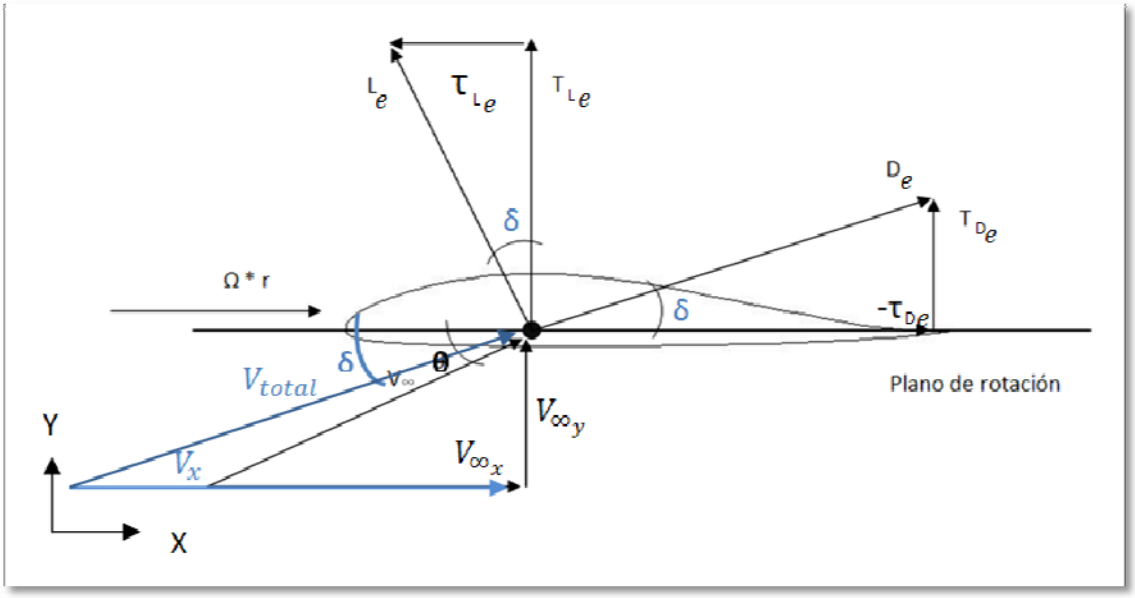
Esta ecuación permite iniciar el posicionamiento de los puntos de análisis desde la punta de la pala en retroceso, asignándoles valores negativos de posicionamiento longitudinal, y haciendo que el punto 0 se encuentre justo en el centro de rotación de las palas, hasta la punta de la pala de avance. Además los puntos de análisis se encontraran en el centro de las secciones de interés como se ve en la figura 24. El valor de Z(a) será entonces la posición desde el centro de rotación hasta el punto de análisis , lo que será de extrema importancia para todas las ecuaciones utilizadas a lo largo del programa. El ancho de la sección se tendrá en cuenta para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas como Lift, Drag y Momento, ya que estas dependen del área de la sección de análisis.

Figura 24. Divisiones del rotor para realizar un estudio de elementos discretos



En cada elemento de las palas se tendrán distintos triángulos de velocidades, ángulos y fuerzas, ya que aunque la velocidad en Y de todos los elementos es igual, la velocidad en X será distinta debido a que esta depende de la posición radial del elemento dentro de la pala y la orientación de la pala, ya sea en avance o en retroceso como se puede ver en la figura 25 para el caso del elemento de pala dentro de la pala en avance, y la figura 26 para el caso de la pala en retroceso. Para este nuevo análisis elemento por elemento se tomara un nuevo sistema coordenado, haciendo a X siempre paralelo al plano de rotación de las palas, y a Y siempre perpendicular al mismo. Inicialmente en los cálculos aerodinámicos solo se tomara en cuenta la posición más crítica, o sea cuando la cuerda de las palas se encuentra paralela a la dirección de vuelo de la aeronave, haciendo que la disimetría en la sustentación sea la más pronunciada posible.

Figura 25. Triángulos de velocidades y fuerzas en la pala de avance



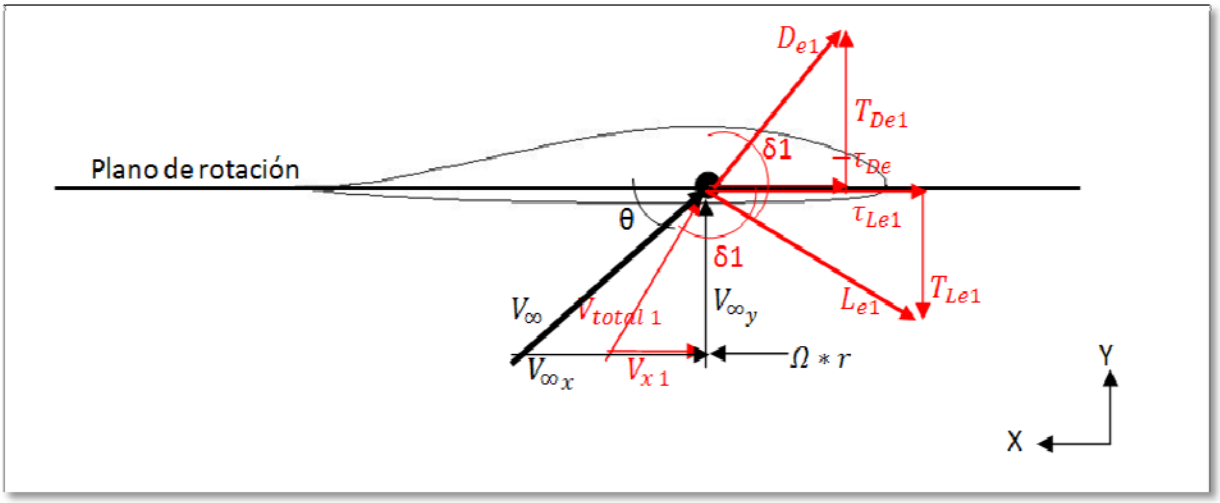
En este diagrama el símbolo corresponde al ángulo formado entre el horizonte o la dirección de vuelo de la aeronave asumiendo que el autogiro se desplaza en línea recta paralelo al horizonte, y la inclinación del disco rotor que se había visto en la figura 21, mientras que el símbolo representa el ángulo relativo del aire en cada elemento de pala, que también es medido con referencia al plano de rotación, pero se debe a la velocidad total del elemento, en donde ahora se tiene en cuenta la velocidad tangencial. representa la fuerza de Lift que es perpendicular a la velocidad total del aire en el elemento, que tiene un ángulo igual al ángulo relativo del aire y es el Drag que es paralelo a la velocidad total.

El símbolo es la fuerza de Thrust que siempre es perpendicular al plano de rotación, y es la sumatoria de las componentes verticales del Lift y Drag del elemento, el símbolo es la fuerza de tracción que se encarga de acelerar la rotación del rotor debida a la componente horizontal (sistema de coordenadas actuales) del Lift, mientras que es la fuerza opuesta a la tracción encargada de frenar la rotación de las palas y es debida a la componente horizontal de la fuerza de Drag. En este caso asumimos que el ángulo de incidencia de las palas es de 0º, pero más adelante en la figura 29 veremos un caso en el que se tiene un ángulo de incidencia de más de 0º.

En el caso que representa la pala en retroceso, se deberá dividir el análisis en tres distintas imágenes, ya que esta tiene varias versiones para los vectores de las fuerzas representados mediante líneas de distintos colores, debido a que existirán distintos triángulos de velocidades dependiendo de la magnitud de la velocidad de rotación del elemento de pala, pues existe una zona de flujo normal, otra zona de flujo reverso y otro punto donde no existe velocidad paralela al plano de rotación. En la primera región que se encuentra en la pala en retroceso que está más cercana al

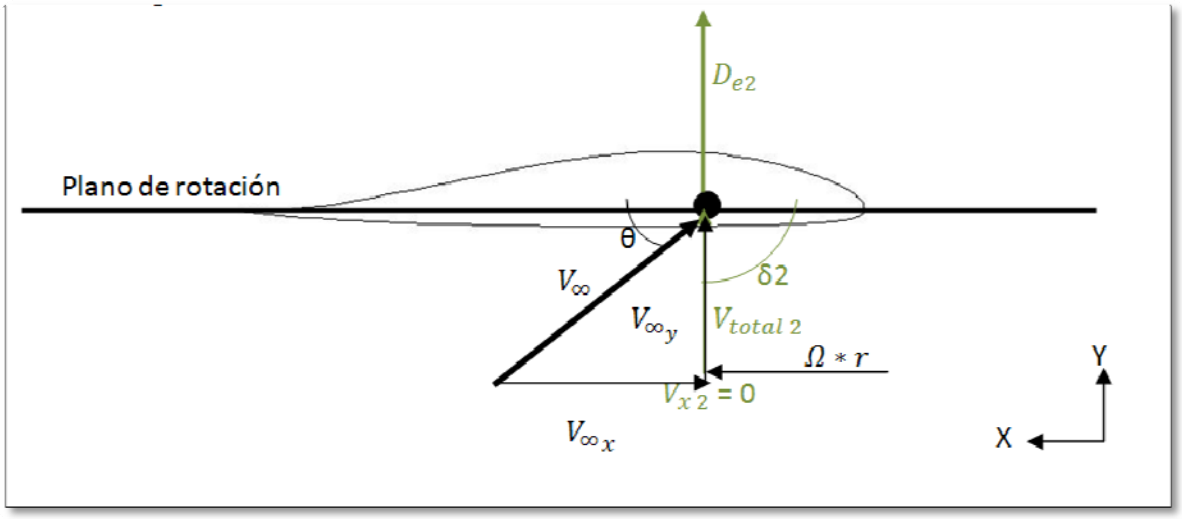
centro de rotación, la velocidad de desplazamiento de la aeronave será mayor a la velocidad tangencial del elemento debido a la rotación, por lo que el aire entrara al perfil en un sentido contrario al usual, entrando con ángulos de ataque entre 90º y 180º por lo que el borde de fuga será la primera parte del perfil que entrará en contacto con el aire, por lo que se dice que esta zona se encuentra con flujo reverso. Esta condición está representada por líneas de color rojo en la figura 26 y como se puede ver, todos los vectores de fuerza estimulan la rotación, es decir que tienen un sentido positivo de fuerza de tracción, pero el Lift aporta una fuerza de thrust negativa, mientras que el Drag si aporta thrust positivo. En este caso parecería que el Drag fuera negativo, ya que está en sentido contrario al sistema de coordenadas, pero para esta condición, como ya lo explicamos el aire está entrando al revés, y se puede ver que el Drag es paralelo a esa velocidad.

Figura 26. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de flujo reverso



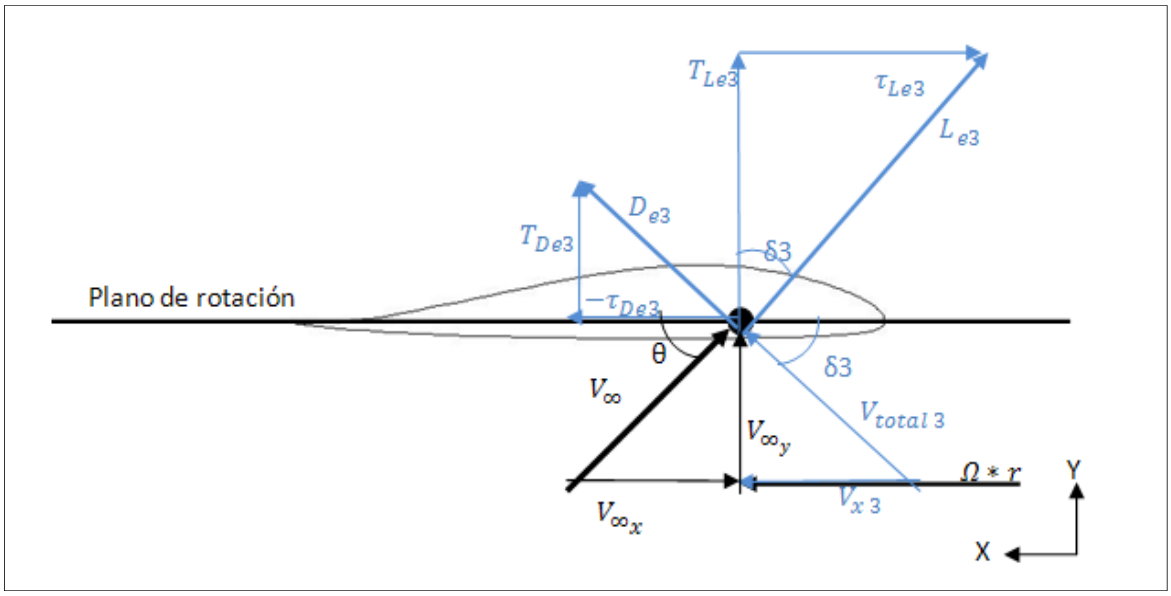
La condición puntual en donde la velocidad paralela al plano de rotación es igual a cero está representada por líneas de color verde en la figura 27, y bajo estas condiciones el Drag está orientado a 90º, es decir que lo que hace es actuar como coeficiente de thrust, pero debido a que en estas condiciones casi no hay velocidad, entonces esta región no aportara realmente en gran medida thrust al rotor. La fuerza de Lift en esta ocasión fue omitida debido a que a 90º no existe prácticamente Lift, por lo que en esta zona realmente no existirán fuerzas de tracción que estimulen o frenen la rotación de las palas, debido a que los triángulos de velocidades no están desfasados del plano de rotación, que es una condición necesaria para estimular la autorrotación de los autogiros.

Figura 27. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de velocidad en X igual a cero.



La otra región de la pala en retroceso es la región más amplia presente a lo largo de esta, además de ser la que tiene más velocidad, por lo que será la que mas aporte fuerzas al rotor. En esta región el ángulo de ataque de los elementos de pala estarán entre los 0º y 90º, y está representada por las líneas de color azul en la figura 28, que tienen el mismo comportamiento y distribución que vimos anteriormente en la figura 21, excepto que en este caso la velocidad total es menor a la que se tiene en la pala que se encuentra en avance, pero el ángulo relativo del aire será mayor, tratando de equilibrar las fuerzas de ambas palas.

Figura 28. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de retroceso en condición de operación normales



La velocidad en X para cada elemento de las palas deberá entonces también tener una forma vectorial, igual a la explicada en las posiciones de los elementos $Z(a)$, con la diferencia que esta ecuación tendrá un condicional, para definir si se deben sumar o restar la velocidades tangenciales y la de desplazamiento de la aeronave de acuerdo a los diagramas anteriormente explicados, como se muestra en la ecuación [4].

$$V_x = (\Omega * r) \pm (V_\infty * cos\theta) \qquad [4]$$

Donde la velocidad angular del rotor esta expresada con el símbolo Ω y r es la posición del elemento medida desde el centro de rotación de las palas. La velocidad del flujo de aire que atraviese el rotor desde abajo hacia arriba, será la velocidad en Y, que se define como la velocidad de desplazamiento del autogiro multiplicada por el seno del ángulo de inclinación del rotor, sin depender esta de la posición del elemento de estudio en la pala como se puede ver en la ecuación [5].

$$V_y = V_\infty * \sin\theta \qquad [5]$$

Debido a que se está trabajando con triángulos de velocidades distintos en todos los elementos de las palas, se puede obtener la velocidad total con las componentes en X y Y de la velocidad que explicamos anteriormente en las ecuaciones [5] y [6] y su dirección será entonces el ángulo relativo del aire que se tendrá en cada elemento de las palas.

$$V_{total} = \sqrt{{V_x}^2 + {V_y}^2} \qquad [6]$$

El ángulo relativo del aire se medirá con respecto al plano de rotación de las palas, pero se deberá usar un condicional, ya que en algunos casos los elementos de la pala en retroceso tendrán una velocidad tangencial debida a la rotación menor a la velocidad de desplazamiento de la aeronave, y debido a que estas velocidades tienen sentidos contrarios, entonces el flujo de aire sobre el perfil entrara al revés, es decir entrara desde el borde de fuga y saldrá por el borde de ataque, por lo que el ángulo será de 180º mas del esperado en condiciones normales. Así mismo también habrá un punto en la que la velocidad en X será igual a 0, ya que ambas velocidades que se deben restar tendrán la misma magnitud, pero debido a la velocidad en Y, entonces el ángulo de esa sección será de 90º.

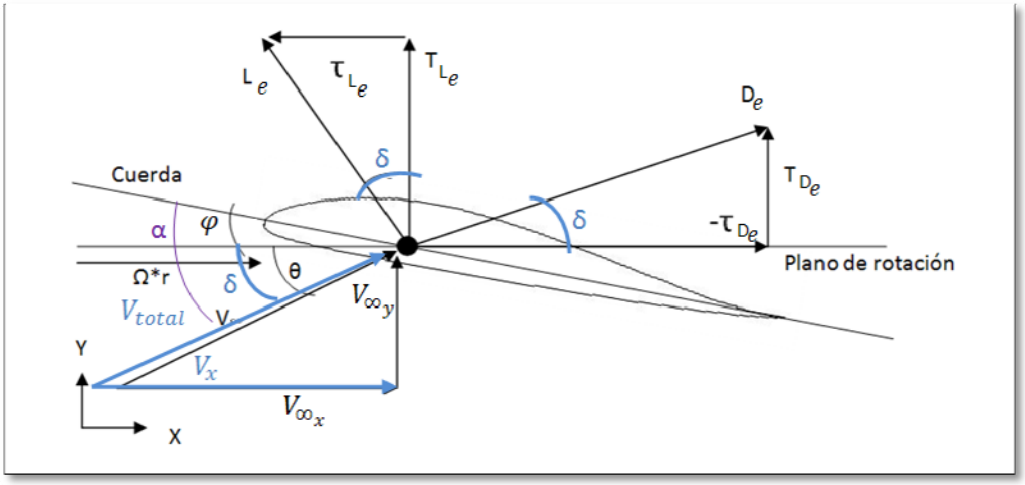
$$\delta = \tan^{-1}\left(\frac{V_x}{V_y}\right) \qquad [7]$$

Donde δ es el ángulo relativo del aire al plano de rotación, y se le suma π en radianes para aumentar el ángulo 180º en los casos previamente explicados. El ángulo de ataque de cada elemento de las palas será el ángulo en grados formado por los componentes de la velocidad en X y en Y, pero además se le deberá sumar

el ángulo de incidencia de las palas en el caso en que estas lo tengan como se puede ver en la figura 29, y como es del interés de esta investigación ver el comportamiento aerodinámico y sus posibles mejoras con la modificación de este ángulo, se incluirá dentro de las ecuaciones del programa escrito en Matlab.

Las fuerzas de Lift y Drag serán perpendiculares y paralelas, respectivamente a la velocidad relativa del elemento y a su ángulo relativo del aire, por lo que el ángulo de incidencia de las palas solo afectará la magnitud de estas fuerzas, pero no la dirección de estos vectores, permaneciendo estos con la misma inclinación que en el caso de un ángulo de incidencia de las palas igual a 0º.

Figura 29. Triángulos de velocidades y fuerzas de la pala de avance con un ángulo de incidencia distinto de 0º



El ángulo de ataque entonces para cualquier elemento de las palas del rotor y con cualquier ángulo de incidencia de las palas será determinado por la ecuación [8].

[8]

En donde es el ángulo de ataque medido entre a la cuerda del perfil y el ángulo relativo del aire, es el ángulo de incidencia de las palas en grados medido entre la cuerda del perfil y el plano de rotación y es el ángulo relativo del aire en radianes. Este ángulo de ataque se suele dejar en un rango de valores entre -180º y 180º, facilitando así la determinación de los coeficientes de Lift, Drag y Momento en todos los puntos del rotor de acuerdo a las graficas desde donde se tomara la lectura de estos datos, como se verá en los siguientes capítulos.

4.2.6.1 Determinación del coeficiente de Lift para cada elemento de las palas

Los datos de túnel de viento normalmente vienen dados en gráficos con rangos entre -8º y 20º, que es una región donde el comportamiento de las fuerzas aerodinámicas es muy estable y por ende muy utilizado para la determinación de las condiciones de vuelo de las aeronaves, ya que fuera de estos rangos el perfil se puede encontrar en perdida o con una amplia estela de turbulencia detrás de este debido a la separación de la capa limite, lo que disminuye en gran medida la eficiencia de las alas. Sin embargo para un estudio aerodinámico detallado de aeronaves de ala rotatoria si se debe tener en cuenta un rango de ángulos de ataque mucho más amplio, ya que aunque las palas se encuentren con un ángulo de incidencia pequeño, se presentarán regiones en donde existan las anteriormente mencionadas zonas de flujo reverso y también las de muy baja velocidad, y a medida que aumentemos la velocidad de desplazamiento de la aeronave, esta zona se incrementará, aumentando su importancia para el cálculo de las fuerzas totales del rotor[45].

Para el código matemático desarrollado se utilizo únicamente el perfil NACA 8H12, debido a que este es el perfil más utilizado en los rotores de autogiros y así se simplificaba la solución de las ecuaciones, puesto que se debió hacer una regresión de valores desde los datos de coeficientes de Lift, Drag y Momento de este perfil, obtenidos de las graficas de datos experimentales de túneles de viento, y haber tenido más perfiles aerodinámicos para realizar los cálculos hubiera aumentado la complejidad de la programación mucho mas[46].

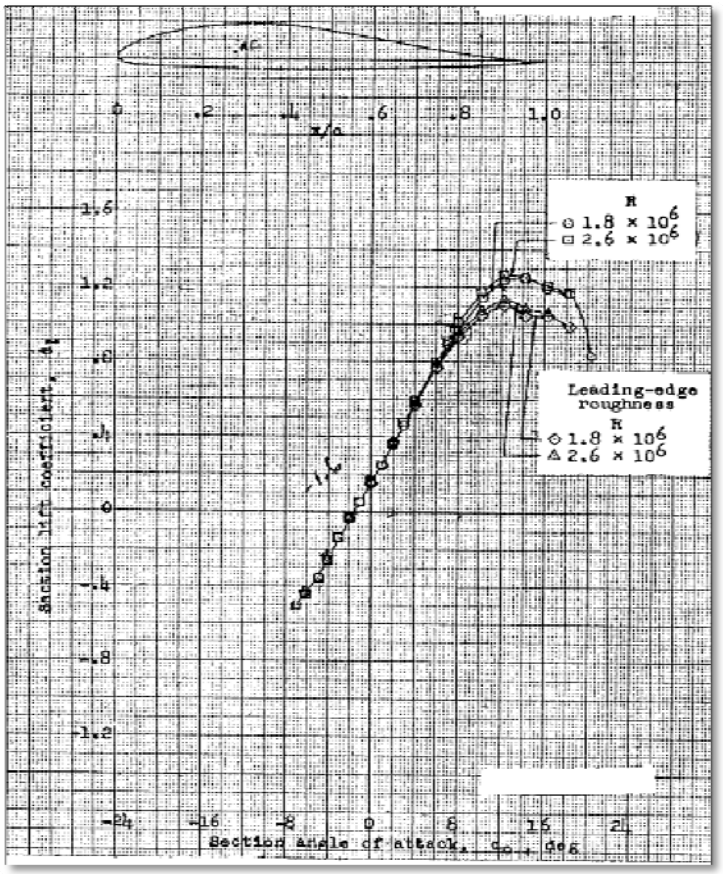
Debido a la certeza de los datos experimentales de túnel de viento, publicados en los reportes NACA, se utilizará la figura 30 en un rango de ángulos de ataque desde -8º hasta 12º para todos los coeficientes de fuerzas y momentos[47]. En este rango de ángulos se aproximó el comportamiento del coeficiente de Lift a una recta con pendiente constante, de forma que la ecuación del Lift para estos ángulos quedara de la forma que se ve en la ecuación [9]. De esta ecuación el valor de $\bar{m}$ es igual a $5.15662016\, rad^{-1}$, que es la pendiente obtenida de la grafica de comportamiento que se ve en la figura 30, lo que se acerca a la teoría, que indica que la pendiente ideal de un perfil es igual a 2π. El valor de Cl_0 también es obtenido de la siguiente grafica, donde se ve que le valor del coeficiente de Lift cuando el ángulo de ataque es igual a 0º, corresponde a 0.16 y el ángulo de ataque cuando el coeficiente de Lift es igual a 0, es de -2º. El ángulo de ataque local de cada elemento se debió

[45] Estados Unidos. National Advisory Comitee for Aeronautics, Technical notes: Observations in flight of the región of stalled flow over the blades of an Autogyro rotor. 1939.
[46] Estados Unidos. National Advisory Comitee for Aeronautics, Technical notes: Aerodynamic characterisitcs of the NACA 8H12 airfoil section at six Reynolds numbers. 1949.
[47] Estados Unidos. National Advisory Comitee for Aeronautics, Restricted Bulletin L5K02: Aerodynamic Characteristics of four NACA airfoil sections designed for helicopter rotor blades. 1946.

convertir a radianes para poder operar los valores entre si y obtener los resultados apropiados.

[9]

Figura 30. Comportamiento del coeficiente del Lift del perfil NACA 8H12 en función del ángulo de ataque, válido para ángulos entre -8º y 12º



Fuente: NACA RB L5K02

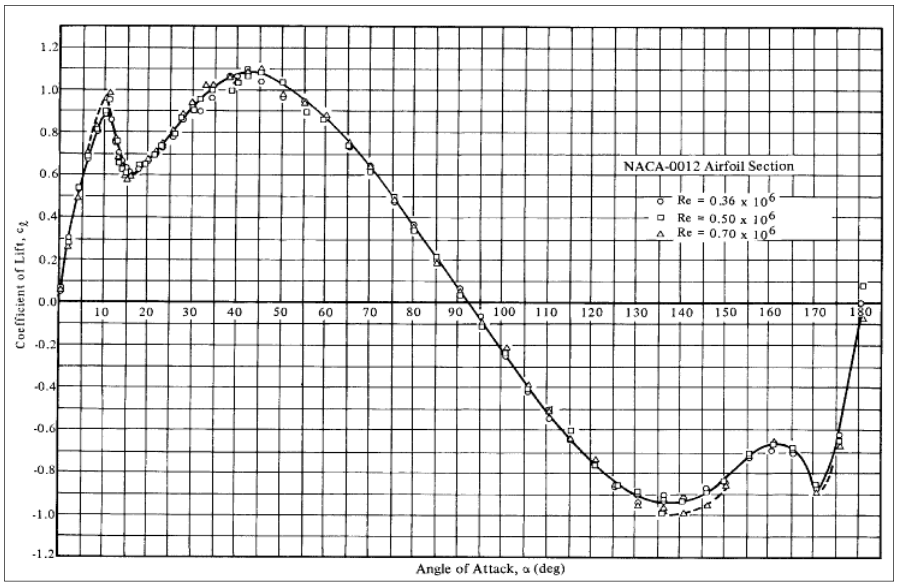
Sin embargo dentro del desarrollo de la investigación aerodinámica de estas aeronaves se deben utilizar datos o graficas del comportamiento del coeficiente de Lift, Drag y momento del perfil NACA 8H12 para rangos desde -180º hasta 180º, como se suele hacer en estudios detallados del comportamiento aerodinámico de otros rotores como de helicópteros[48] y turbinas eólicas[49]. Sin embargo no existen estas graficas para el perfil escogido, por lo que se optó por usar datos

[48] Estados Unidos. U.S. Army, Aviation systems Command. Helicopter Design Datcom Volume I – Airfoils. 1976.

[49] Suecia. Swedish Defence Research Agency. Methods for Root Effects, Tip Effects and Extending the Angle of Attack Range to +- 180º, with Application to Aerodynamics for Blade son Wind Turbines and Propellers. 2004.

experimentales de un perfil parecido como el NACA 0012, que tiene el mismo thickness y aunque su curvatura no es la misma, para el ejercicio investigativo de este documento, se asumirá que la diferencia no afectara en gran medida los cálculos, debido a que la zona del rotor donde se presentan ángulos de ataque tan elevados ya sean positivos o negativos, no es muy grande, no tiene una gran velocidad local, y después del desprendimiento de la capa limite los datos no deberían variar mucho[50]. Para el coeficiente de Lift en ángulos de ataque desde 12º hasta 180º, se ingresaron una serie de puntos representativos de ángulos de ataque y coeficientes obtenidos de la figura 31, logrando así una grafica similar a la de la anterior grafica de datos experimentales que se puede ver en la figura 32.

Figura 31. Comportamiento del coeficiente de Lift del perfil NACA 0012 en ángulos de ataque desde 0º hasta 180º.



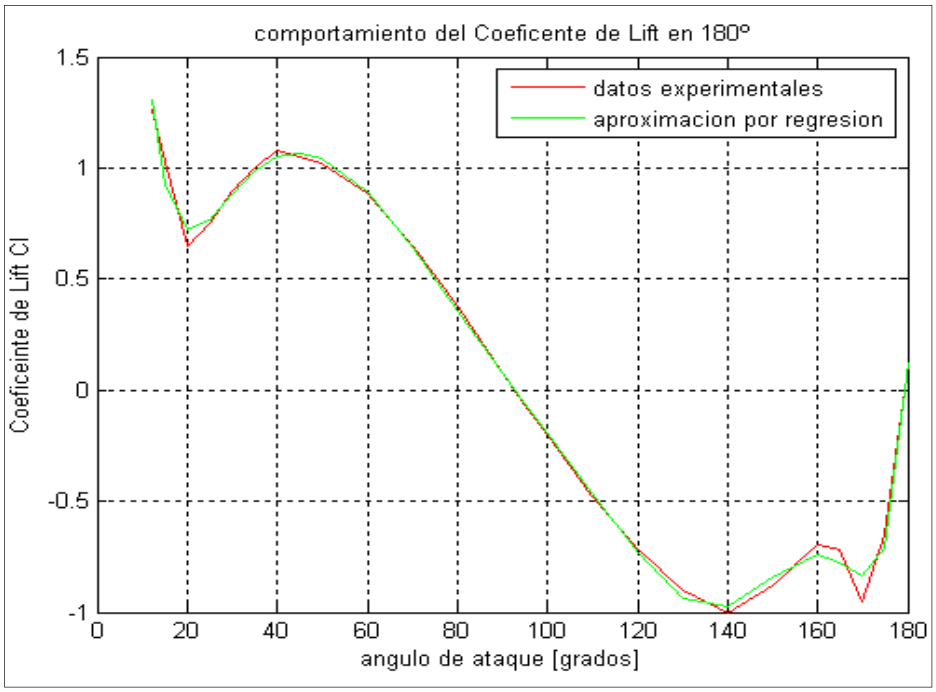
Fuente: Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines

Desde la anterior gráfica de comportamiento se consiguió hacer una regresión polinómica, que brindó la ecuación polinómica de orden 10 que se puede ver en la ecuación [10], que se usara para el cálculo del coeficiente de Lift para todos los ángulos de ataque que se presentaran en cualquier posición del rotor desde ángulos de 12º hasta 180º.

[50] Sheidishi Robert E. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180- degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines. Springfield, VA. 1981.

$$Cl_{Ma=0_{(12°\sim180^a)}} = 1.122e^{-18}\alpha^{10} - 1.015e^{-15}\alpha^{9} + 3.986e^{-13}\alpha^{8} - 8.94e^{-11}\alpha^{7} + 1.269e^{-8}\alpha^{6} - 1.194e^{-6}\alpha^{5} + 7.58e^{-5}\alpha^{4} - 3.205e^{-3}\alpha^{3} + 8.547e^{-2}\alpha^{2} - 1.257\alpha + 8.319 \quad [10]$$

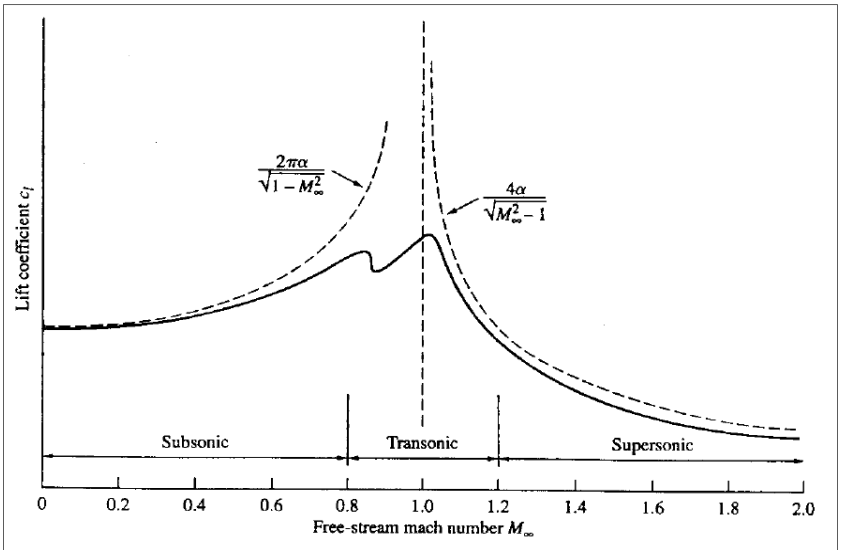
Figura 32. Comparación entre los datos experimentales y la regresión matemática del comportamiento del coeficiente de Lift del perfil NACA 0012 de 0º a 180º



Sin embargo esta ecuación solo es efectiva para ángulos de ataque positivos, por lo que se deberá multiplicar toda la ecuación [10] por -1 y tener en cuenta solo el valor absoluto del ángulo de ataque para obtener una ecuación transformada en el eje vertical que tenga un comportamiento invertido con respecto al eje X, que será usada en rangos de ángulos de ataque desde -8º hasta -180º. Además de esta ecuación que describe el coeficiente de Lift, se deberá ingresar un condicional que reconozca cuando se están haciendo cálculos en régimen de flujo subsónico incompresible[51], flujo subsónico compresible y flujo supersónico, tal y como sucede cuando la velocidad local del aire en los elementos de pala alcanza ciertos valores en términos de la velocidad local del sonido como se puede ver en la figura 33.

[51] Anderson Jhon D. Aircraft performance and design. Maryland: University of Maryland. 1999. p. 67.

Figura 33. Variación del coeficiente de Lift en función del número Mach



Fuente: Airplane performance and design.

Para saber en qué condiciones de flujo se encuentran los elementos de las palas, se debe conocer la velocidad a la que se están desplazando con respecto a la velocidad del sonido bajo las condiciones de vuelo en las que se encuentre la aeronave. De acuerdo a esto se debe conocer inicialmente la velocidad del sonido local del aire en las condiciones atmosféricas presentes, por lo que se debe hacer uso de la ecuación [11], en donde a es la velocidad del sonido, y se asume una temperatura ambiente constante de 15ºc, una constante universal de los gases (R^*) de $287\,\frac{J}{°K\cdot Kg}$ y un coeficiente de dilatación adiabática para el aire (k) de 1.4.

$$a = \sqrt{k * R^* * T} \qquad [11]$$

Para velocidades de desplazamiento de los elementos de pala entre 0,3 veces y 1 vez la velocidad del sonido $(Mach)$, las ecuaciones anteriormente escritas para la determinación del coeficiente de Lift se multiplican por un factor de corrección, que viene dado por la ecuación [12], en donde Ma es la velocidad de desplazamiento en términos de la velocidad del sonido, que se puede escribir como se ve en la ecuación [13].

$$Cl_{1>Ma>0.3} = \frac{Cl_{Ma=0}}{\sqrt{1-Ma^2}} \qquad [12]$$

$$Ma = \frac{V_{total}}{a} \qquad [13]$$

Mientras que para velocidades mayores a Mach igual a 1, se debe usar otro factor de corrección, como lo expresa la siguiente ecuación.

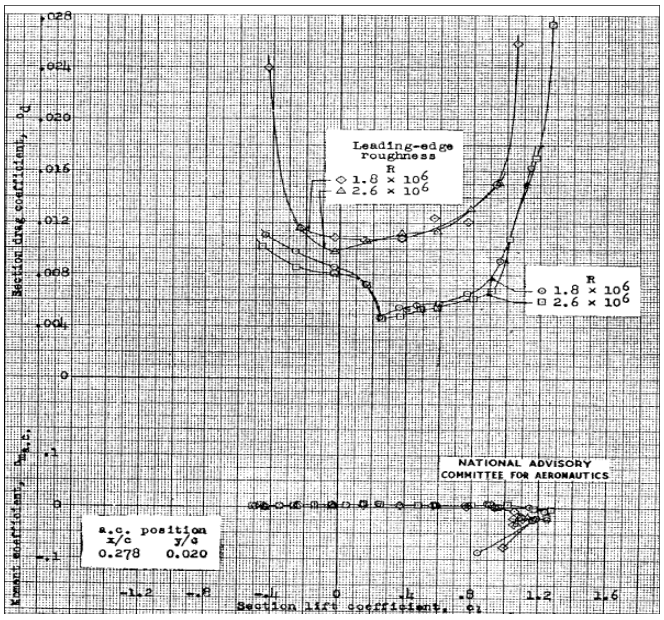
$$Cl_{Ma\geq 1} = \frac{Cl_{Ma=0}}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \qquad [14]$$

Los anteriores factores de corrección utilizados para el coeficiente de Lift local de cada elemento utilizan la forma básica del factor de corrección conocido como factor de *Prandtl-Glauert*[52], pero no se utiliza la parte superior de la ecuación de corrección que se ve en la figura 33, debido a que estas no tienen sentido para ángulos de ataque tan elevados como los presentes en algunas regiones de las palas del rotor.

4.2.6.2 Determinación del coeficiente de Drag para cada elemento de las palas

Para el caso del coeficiente de Drag, se utilizaron tres graficas para obtener la ecuación de regresión polinómica. La primera gráfica se uso para obtener el valor del coeficiente de Drag fue la de la figura 34, que se utilizo para un rango de ángulos de ataque desde -8º hasta 12º tal y como se hizo en el anterior capitulo para el caso del coeficiente de Lift, mientras que la segunda gráfica se utilizó para extraer el valor máximo del coeficiente de Drag en el rango de ángulos de ataque desde 12º hasta 180º, que se puede ver en la figura 36 , y se le hizo el mismo procedimiento que se explico para el caso anterior, obteniendo la regresión polinómica que representara mediante una ecuación el comportamiento del coeficiente de Drag en este rango de ángulos de ataque.

Figura 34. Comportamiento del coeficiente de Drag en función del coeficiente de Lift del perfil NACA 8H12, válido para ángulos de ataque entre -8º y 12º

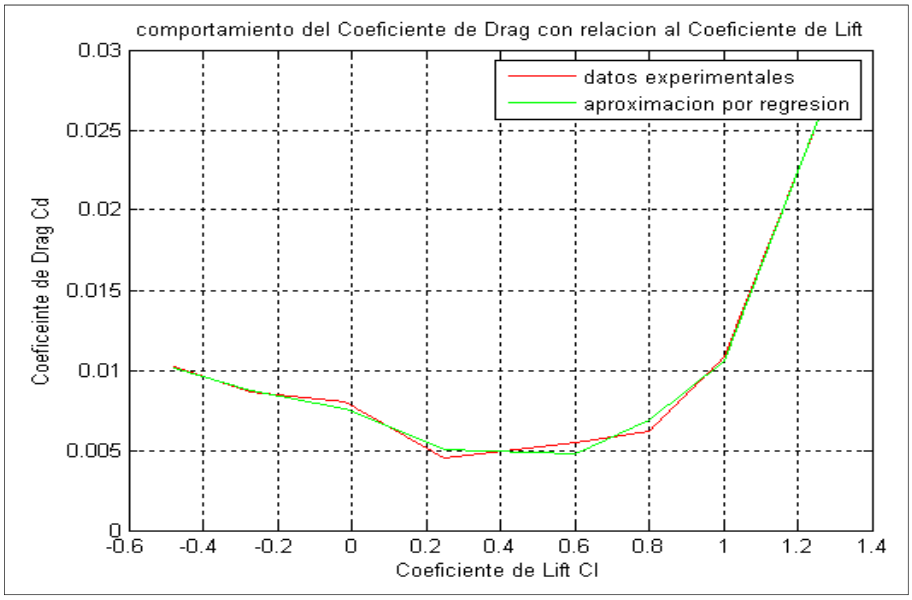


Fuente: NACA RB L5K0

[52] Hoerner Shighard F. FLUID-DYNAMIC LIFT. Vancouver, WA. 1985. p. 7-3.

Desde el reporte NACA RB L5K0, se obtuvo el comportamiento del coeficiente de Drag en función del coeficiente de Lift, con lo que se pudo obtener una regresión polinómica que se asemejara a esa curva, como se puede ver en la figura 35, donde la aproximación polinómica viene dada por la ecuación [15] que se puede ver que se aproxima bastante a los datos experimentales representados por la curva de color rojo.

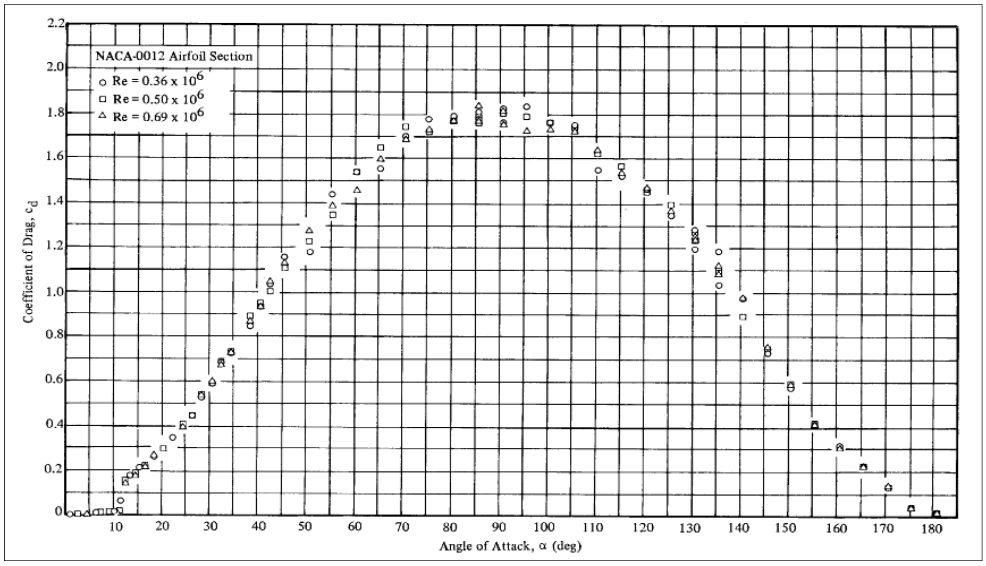
Figura 35. Comparación entre el coeficiente de Drag de los datos experimentales y la regresión matemática de la curva



$$Cd_{Ma=0_{(-8°\sim 12°)}} = -1.827e^{-1}Cl^7 + 5.206e^{-1}Cl^6 - 3.922e^{-1}Cl^5 - 5.889e^{-2}Cl^4 + 1.471e^{-1}Cl^3 - 1.45e^{-2}Cl^2 - 1.63e^{-2}Cl + 7.68e^{-3} \quad [15]$$

En la figura 36 se puede ver que el valor máximo del coeficiente de Drag es de aproximadamente 1.9 a los 90º de ángulo de ataque, y muestra una tendencia a un comportamiento sinusoidal, por lo que se deberá revisar la figura 38 para confirmarlo.

Figura 36. Comportamiento del coeficiente de Drag en función del ángulo de ataque del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 180º



Fuente: Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines

La ecuación utilizada para la determinación del coeficiente de Drag para valores fuera del rango en que opera la anterior ecuación fue obtenida desde la figura 34, dando como resultado un comportamiento como se ve en la figura 35, y descrita por la ecuación [16].

$$Cd_{Ma=0_{(12°\sim180°)}} = 2.014e^{-22}\alpha^{12} - 2.24e^{-19}\alpha^{11} + 1.103e^{-16}\alpha^{10} - 3.15e^{-14}\alpha^{9} + 5.806e^{-12}\alpha^{8} - 7.218e^{-10}\alpha^{7} + 6.17e^{-8}\alpha^{6} - 3.62e^{-6}\alpha^{5} + 1.44e^{-4}\alpha^{4} - 3.77e^{-3}\alpha^{3} + 6.079e^{-2}\alpha^{2} - 5.1e^{-1}\alpha + 1.64 \quad [16]$$

La tercera gráfica que se usó para obtener el comportamiento del coeficiente de Drag en los 360º de posible rotación del perfil, desde -180º hasta 180º viendo así un comportamiento periódico de forma sinusoidal con picos a 90º y 270º como se ve en la figura 28, con lo que se pudo determinar el factor por el que se debería multiplicar la ecuación obtenida de la regresión de la segunda grafica, de modo tal que de la ecuación [16] se debió tomar el valor absoluto del ángulo de ataque para los valores desde -180º hasta -8º, para que la ecuación reflejara el comportamiento observado en la figura 28.

Figura 37. Comparación del coeficiente de Drag de los datos experimentales y la regresión matemática desde 0º hasta 180º

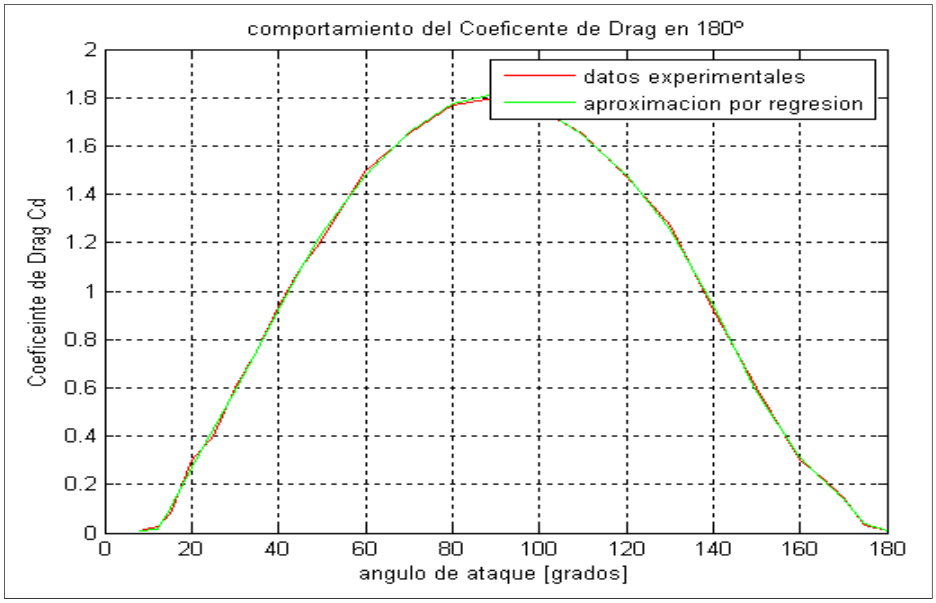
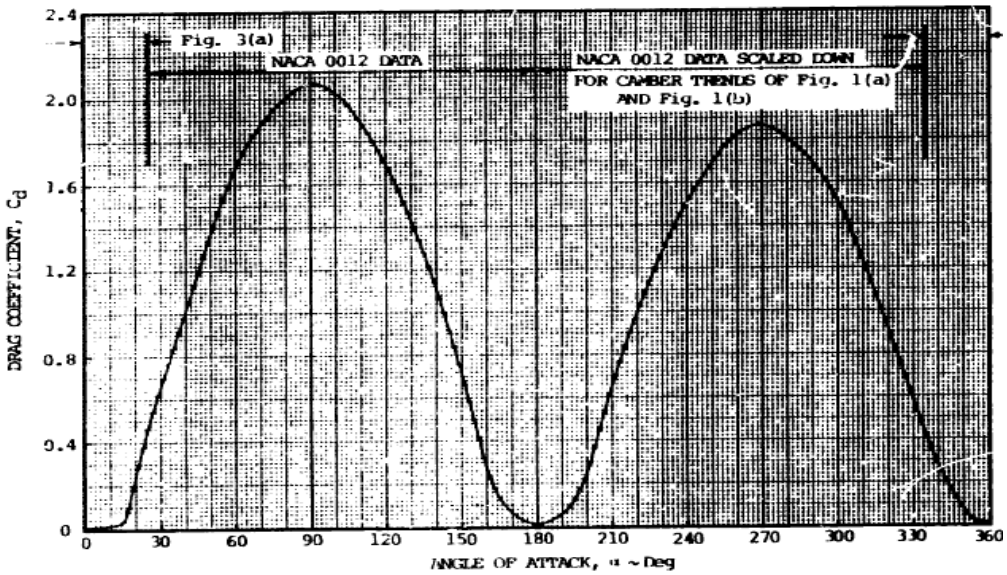


Figura 38. Comportamiento del coeficiente de Drag del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 360º



Fuente: USARMY HELICOPTER DESIGN DATCOM "1 VOLUMEI – AIRFOILS

Sin embargo las ecuaciones anteriormente presentadas para representar el Drag, solo tienen en cuenta el drag parasito debido a la forma del perfil, por lo que se le deberá sumar el Drag inducido, que es producto de la transformación del Drag en

dos dimensiones a tres dimensiones, es decir se debe a la forma del ala o en este caso a la forma de la pala que produce unos vórtices en las puntas de las palas, aumentando así el coeficiente de Drag.

A continuación se muestra la ecuación [17], que representa el coeficiente de Drag inducido para el caso de aeronaves de ala fija, que será utilizado en este caso bajo ciertas suposiciones. Debido a que en el desarrollo de esta investigación se está trabajando con alas rotatorias, se debieron asumir ciertos valores por parte de los autores, tomando como Aspect Ratio AR, la relación entre la longitud de una pala dividido en la cuerda de la pala. También se asumió un valor de 0,95 para el parámetro de eficiencia de Oswald e, ya que no se encuentran graficas para consultar la eficiencia de alas con valores de AR tan elevados como los de las palas de los helicópteros o autogiros, con valores de 20 tomando en cuenta solo una pala, o 40 tomando en cuenta el diámetro total. Este valor del coeficiente de Drag inducido es un concepto muy propio de las aeronaves de ala fija, ya que para helicópteros no se suele incluir este parámetro[53], sin embargo fue incluido en esta investigación para aumentar el coeficiente de Drag en cierta medida y así obtener un valor de Drag semejante al de los autogiros, donde el Drag total es igual al Torque total, por lo que no existe Torque realmente que acelere la rotación, sino que se encuentra en un estado de equilibrio para el caso de un vuelo recto y nivelado. El coeficiente de Drag total será la suma del coeficiente de Drag parasito y del Drag inducido, siendo entonces la ecuación [18] la representación de este coeficiente.

$$Cdi = \frac{Cl^2}{\pi * AR * e} \quad [17]$$

$$Cdt = Cd_{Ma=0} + Cdi \quad [18]$$

El coeficiente de Drag de los elementos de pala, que se encuentren girando con velocidades locales en donde se deba tener en cuenta la compresibilidad del aire, deben ser sometidos a un proceso de corrección, que aumentará el Drag debido al incremento en el coeficiente de presión sobre el perfil, por lo que se usará nuevamente la corrección de Prandtl-Glauert para tener en cuenta el efecto de compresibilidad del aire[54], como se puede ver en la figura 39.

En esta investigación se asumirá que el comportamiento del coeficiente de Drag tendrá el mismo régimen de cambio con respecto a la velocidad del sonido que se utilizó en el capitulo anterior para el caso del coeficiente de Lift, por lo que el coeficiente de Drag recalculado será el coeficiente de Drag obtenido inicialmente para el caso de Mach igual a cero, multiplicado por el factor de Prandtl-Glauert, ya sea para el caso de flujo subsónico o supersónico, teniendo así ecuaciones de corrección como las que se presentan a continuación en la ecuación [19] para una

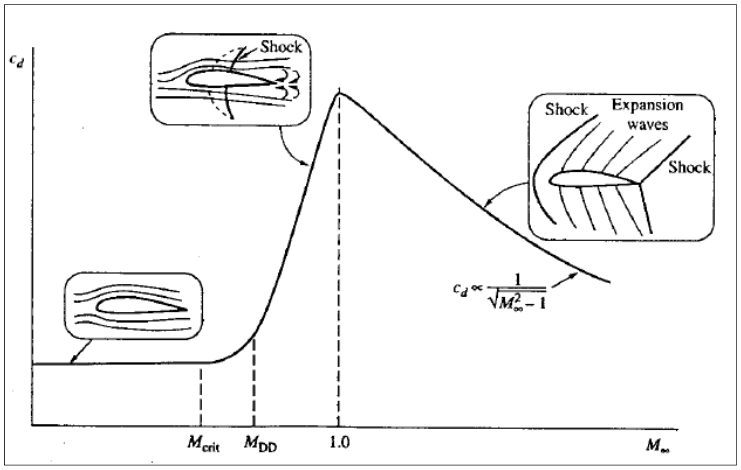
[53] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 114.
[54] Hoerner Shighard F. FLUID-DYNAMIC DRAG. Vancouver, WA. 1985. p. 15-2.

velocidad local entre 0.3 Mach y 1 Mach, mientras que la ecuación [20] es utilizada para velocidades locales mayores a 1 Mach.

$$Cd_{1>Ma>0.3} = \frac{Cd_{Ma=0}}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad [19]$$

$$Cd_{Ma\geq 1} = \frac{Cd_{Ma=0}}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad [20]$$

Figura 39. Incremento del coeficiente de Drag en función del número Mach



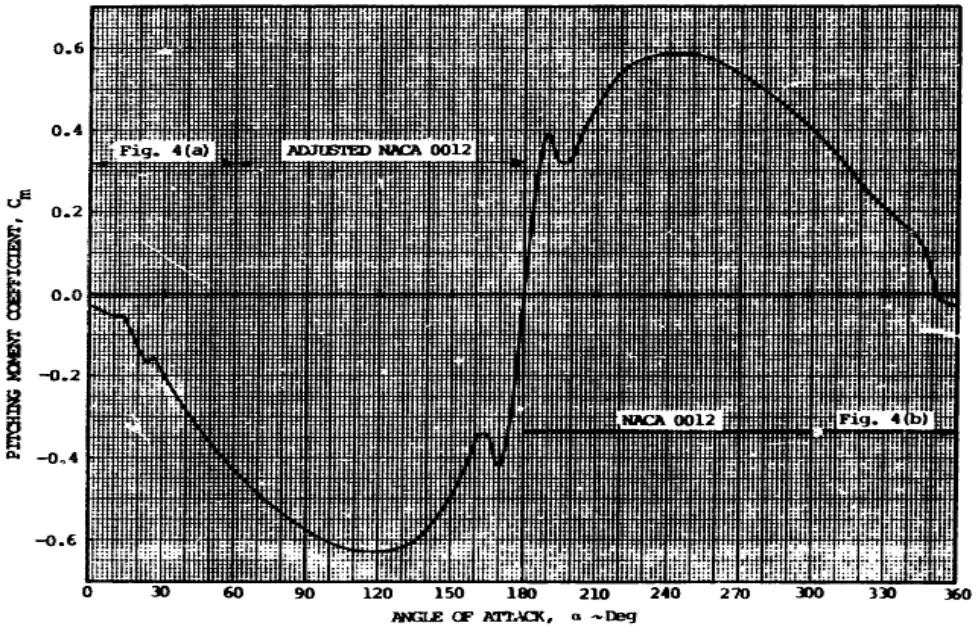
Fuente: Airplane performance and design.

4.2.6.3 Determinación del coeficiente de Momento para cada elemento de las palas

El coeficiente de momento de la mayoría de los perfiles tiene una pendiente muy pequeña para los ángulos de ataque en donde no se presenta desprendimiento de la capa limite, sin embargo en el caso de las aeronaves de ala rotatoria se suelen utilizar perfiles prácticamente sin coeficiente de momento, ya sea usando perfiles simétricos como el NACA 0012 o perfiles con “réflex” como el NACA 8H12 que tiene un valor muy bajo, del orden de 0.005 para ángulos desde -8º hasta 12º, como se ve en la figura 36. Sin embargo para el resto del espectro que se tendrá en cuenta, se debe recurrir a la figura 41, que representa el comportamiento del coeficiente de momento del perfil NACA 0012 desde ángulos de ataque de 0º hasta los 360º, por lo que se realizará el mismo método que se usó en los anteriores dos capítulos para obtener la ecuación polinómica de la curva de comportamiento del coeficiente de

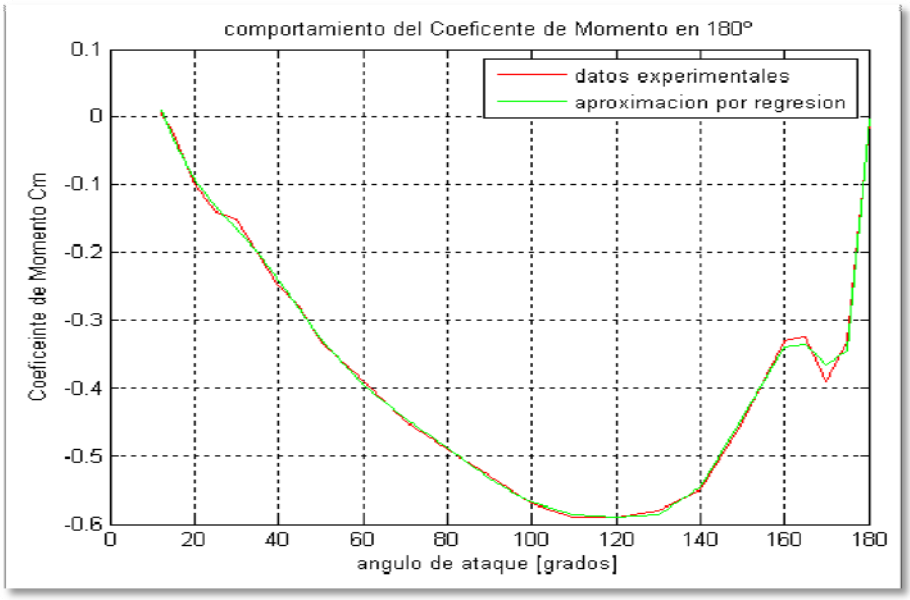
momento desde 12º hasta 180º que se puede comparar con los datos experimentales en la figura 42.

Figura 40. Comportamiento del coeficiente de momento del perfil NACA 0012 en ángulos desde 0º hasta 360º



Fuente: USARMY HELICOPTER DESIGN DATCOM "1 VOLUMEI – AIRFOILS

Figura 41. Comparación del coeficiente de momento de los datos experimentales y la regresión matemática del perfil NACA 0012 desde 0º hasta 180º



$$Cm_{(12°\sim180°)} = 7.27e^{21}\alpha^{11} - 7.085e^{-18}\alpha^{10} + 3.003e^{-15}\alpha^{9} - 7.27e^{-13}\alpha^{8} + 1.11e^{-10}\alpha^{7} - 1.11e^{-8}\alpha^{6} + 7.35e^{-7}\alpha^{5} - 3.15e^{-5}\alpha^{4} + 8.44e^{-4}\alpha^{3} - 1.28e^{-2}\alpha^{2} + 8.59e^{-2}\alpha - 1.25e^{-1} \quad [21]$$

La anterior ecuación fue determinada para ángulos de ataque desde 12º hasta 180º, por lo que se debió multiplicar la ecuación completa por -1 y tomar el valor absoluto de los ángulos de ataque de los elementos de pala para los valores de ángulos de ataque negativos, y así lograr una curva para estos valores simétrica respecto al eje X y transformada en el eje Y.

4.2.6.4 Coeficiente de Thrust

El coeficiente de Thrust tiene dos componentes como se vio en las figuras 25 y 26, uno debido al Lift multiplicado por el coseno del ángulo de la velocidad relativa del aire, y otro debido al Drag multiplicado por el seno del ángulo del aire, dando la suma de estos el coeficiente de thrust total del elemento, como se puede ver en la ecuación [22].

$$Ct = (Cl * cos\theta) + (Cd * sen\theta) \quad [22]$$

4.2.6.5 Coeficiente de Tracción

El coeficiente de Tracción del elemento estará dado únicamente por el componente del coeficiente de Lift multiplicado por el seno del ángulo, ya que es la única fuerza que acelera o estimula la rotación de las palas de acuerdo a la ecuación [23].

$$C\tau = (Cl * sin\theta) \quad [23]$$

4.2.6.6 Coeficiente de No-Tracción

Para el caso de este coeficiente de No-Tracción, la fuerza que se encargará de frenar la rotación es obviamente la fuerza de Drag multiplicada por el coseno de su ángulo relativo del aire en el elemento de pala, como se puede ver en la ecuación [24], pero de acuerdo al diagrama que se vio en la figura 26, existirá una condición en donde esta fuerza realmente aporte a la tracción, ya que el ángulo relativo del aire será mayor a 90º, haciendo que el coseno del ángulo tenga un valor negativo.

$$Cn\tau = (Cd * cos\theta) \quad [24]$$

4.2.6.7 Fuerzas aerodinámicas en cada elemento de las palas

Las fuerzas aerodinámicas de cada elemento serán determinadas por medio de las ecuaciones de Lift, Drag y Momento, usando para cada elemento su respectivo coeficiente y velocidad, pero debido a que en esta investigación se está trabajando con elementos discretos, el área de cada elemento, será la multiplicación de la cuerda de la pala por el ancho de la sección de estudio. Las ecuaciones que describen las fuerzas en los elementos de pala se pueden ver debajo, empezando por la ecuación [25] hasta la ecuación [29].

$$Lift = \frac{1}{2} * \rho * Cl * S * V^2 \quad [25]$$

$$Drag = \frac{1}{2} * \rho * Cd * S * V^2 \quad [26]$$

$$Momento = \frac{1}{2} * \rho * Cm * S * C * V^2 \quad [27]$$

$$Thrust = (Lift * cos\theta) + (Drag * sin\theta) \quad [28]$$

$$Tracción\ total = (Lift * sin\theta) - (Drag * cos\theta) \quad [29]$$

4.2.6.8 Fuerza centrifuga

La fuerza centrifuga es una fuerza ficticia presente en los cuerpos en rotación que se origina en el centro de rotación y tiende a alejar los objetos del centro[55]. Esta fuerza centrifuga depende de la masa del objeto que este rotando, de la posición o longitud que exista entre el objeto y el centro de rotación, y de la velocidad de rotación, siendo expresada de la siguiente forma:

$$F_{cf} = m * \Omega^2 * r \quad [30]$$

En al anterior ecuación, el símbolo Ω es la velocidad de rotación o velocidad angular en radianes por segundo, el símbolo r es la longitud entre el punto de estudio de las palas y el centro de rotación, y m es la masa del objeto de estudio. La masa de los objetos de estudio es la masa total de cada pala dividida entre el numero de secciones de estudio de las palas. Esta fuerza centrifuga no dependerá entonces de la velocidad de translación de la aeronave, ni del ángulo del disco o el de las palas, por lo que será un valor muy constante y poco dependiente de las demás variables utilizadas dentro del programa.

[55] Serway Raymond A. FÍSICA para ciencias e ingenierías. 6 ed. p.150.

La fuerza centrifuga en el rotor será la fuerza encargada de hacer que la flexión de las palas sea la menor posible, para que los materiales no sufran ruptura debido a los esfuerzos de flexión.

4.2.6.9 Momentos debidos a las fuerzas en los elementos de pala

Debido a las fuerzas aerodinámicas y centrifuga presentes en las palas del rotor del autogiro que se encuentran alejadas del centro de rotación y del punto de sujeción de estas, se presentan momentos que se deben al producto entre las fuerzas y el radio o distancia entre las fuerzas y el centro de rotación. Existirá un momento debido al thrust de las palas $(\sum M_{T_e})$ que tendera a flectar las palas hacia arriba, mientras que el momento debido a la fuerza centrifuga $(\sum M_{F_{cf}})$ tendera a mantener las palas sin ninguna flexión, o con una flexión muy pequeña. En los anteriores términos el símbolo $\sum$ denota la sumatoria de fuerzas de todos los elementos de una pala, para obtener así el momento total de toda la pala. Debido a la interacción de estas fuerzas y momentos, las palas adquirirán un ángulo de coneo[56], que dependerá del triangulo de fuerzas formado por la anterior interacción, además de la resistencia estructural de las palas en el sentido de flexión, pero para un ejercicio aerodinámico inicial, se omitirá la resistencia estructural de las palas, y se asumirá que el ángulo de coneo de las palas será el ángulo resultante entre los momentos debidos al thrust y los debidos a la fuerza centrifuga, pero para cada pala existirá un ángulo de coneo distinto debido a que cada una tiene una distribución distinta de thrust, por lo que aparecen dos ecuaciones para determinar el ángulo de coneo β de cada pala como se ven a continuación en las ecuaciones [31] y [32].

$$\beta_{av} = \left[tan^{-1} \left(\frac{\left(\sum_0^Z M_{T_e} \right)}{\left(\sum_0^Z M_{F_{cf}} \right)} \right) \right] * \frac{180}{\pi} \qquad [31]$$

$$\beta_{re} = \left[tan^{-1} \left(\frac{\left(\sum_{-Z}^0 M_{T_e} \right)}{\left(\sum_{-Z}^0 M_{F_{cf}} \right)} \right) \right] * \frac{180}{\pi} \qquad [32]$$

De las anteriores ecuaciones el subíndice de los ángulos de coneo (*av)* hace alusión a la pala que se encuentra en avance, mientras que el subíndice (*re*) se refiere a la pala en retroceso, y como se puede ver, para cada caso existen distintos límites para las sumatorias de momentos, en donde *–Z* es la punta de la pala en retroceso, *Z* es la punta de la pala en avance y 0 es el centro del rotor.

Por otra parte las fuerzas de tracción y no-tracción generarán un momento que acelerará o frenará la rotación, y la suma de estos dos momentos será el torque. Bajo condiciones ideales de autorrotación, el torque total del rotor será igual a cero, ya que el momento de tracción que tiende a acelerar la rotación será igual al

[56] Seddon J. Basic Helicopter Aeroodynamics. London. 1990. p. 44.

momento de no tracción que se opone a la rotación de las palas. Sin embargo en la mayoría de las situaciones existe torque, ya que las condiciones de vuelo constantemente cambian en el vuelo de los autogiros, y estos cambios aceleran de distintas formas el rotor, por lo que se suele liberar el stick de mando en el sentido de $pitch$ del rotor permitiendo que este vibre dentro de la mano, en vez de hacer que vibre toda la aeronave. El torque total se puede escribir entonces como la resta de los momentos debidos a la tracción y los debidos a la no tracción, como se puede ver en la ecuación [33].

$$Q = \sum_{-Z}^{Z} \left(M_{\tau_e} - M_{n\tau_e} \right) \qquad [33]$$

De la anterior ecuación Q representa el torque total del rotor, M_{τ_e} es el momento de cada elemento de las palas debido al producto de la fuerza de tracción y la posición de cada uno de estos elementos, y $M_{n\tau_e}$ es el momento debido a la no tracción de los elementos.

4.2.6.10 Sumatoria de fuerzas en cada pala

Las fuerzas aerodinámicas, centrifuga y momentos en las palas serán la suma de todas las fuerzas que ejerce cada uno de sus elementos, de modo tal que las fuerzas de la pala que se encuentra en retroceso sean la sumatoria de las fuerzas de los elementos de pala que se encuentran dentro de ella, y será de igual modo para la pala que se encuentra en avance. Por ejemplo las ecuaciones para el Thrust de cada pala se escribirán del modo que se ve en las ecuaciones [34] y [35], y la forma general de las fuerzas en cada pala se verá en la ecuación [36].

$$T_{re} = \sum_{-z}^{0} T_e \qquad [34]$$

$$T_{av} = \sum_{0}^{z} T_e \qquad [35]$$

$$Fx_{\,av} = \sum_{0}^{z} Fx_{\,e} \quad \text{ó} \quad Fx_{\,re} = \sum_{-z}^{0} Fx_{\,e} \qquad [36]$$

De la ecuación [36] Fx simboliza cualquier fuerza que se quiera considerar, y la sumatoria de la forma $\sum_0^z$ representa la suma de los elementos de la pala de avance, mientras que la sumatoria de la forma $\sum_{-z}^0$ representa a la pala en retroceso.

4.2.6.11 Centroides de las fuerzas en cada pala

Los centroides de las fuerzas distribuidas de cada pala son un punto en el que se puede asumir que es aplicada la fuerza total, tal y como se puede asumir en el caso del centro de gravedad de una aeronave y el peso total contenido en ella[57].

Para hallar el centroide de cualquier fuerza que se quiera analizar en cualquier pala se puede utilizar la ecuación [37].

$$\bar{Z}x_{av} = \frac{\sum_0^z Fx_e * Z_{(a)}}{Fx_{av}} \quad \text{ó} \quad \bar{Z}x_{re} = \frac{\sum_{-z}^0 Fx_e * Z_{(a)}}{Fx_{re}} \qquad [37]$$

Donde $\bar{Z}x$ es el centroide de cualquier fuerza que se analice, Fx_e es la fuerza analizada en cada elemento de la pala, $Z_{(a)}$ es la posición del elemento de pala que se está analizando y Fx es la sumatoria o fuerza total por pala que se esté analizando.

Además del coneo que producirá la fuerza de Thrust en las palas, como se vio en el capitulo 4.2.5.9, esta misma fuerza idealmente será igual en ambas palas, aunque más adelante se verá que esta condición necesita de ciertas modificaciones en la parte aerodinámica explicada hasta ahora, pero además los centroides de esta fuerza en cada pala estarán en posiciones distintas, lo que hará que aunque las fuerzas estén equilibradas se genere un momento que produzca un batimiento de las palas gracias al eje libre que permite el tornillo o perno al que está sujeto el HUB del rotor que permite este tipo de movimiento precisamente para aliviar esta disimetría. Sin embargo hasta el momento no se ha incluido el grado de libertad que permite este perno, por lo que por ahora ese momento lo deberá soportar la cabeza del rotor completo, y puede llegar incluso a girar la aeronave completa. Así pues el momento que producirá batimiento queda expresado de la siguiente forma:

$$M_{batimiento} = \left(T_{re} * \bar{Z}_{T_{re}}\right) - \left(T_{av} * \bar{Z}_{T_{av}}\right) \qquad [38]$$

En la anterior ecuación la resta de los dos términos nos indica que si el resultado es positivo, el momento será en el sentido de las manecillas del reloj, por lo que la pala en retroceso tendera a ascender y la que está en avance tendera a descender, y viceversa.

4.2.6.12 Fuerzas aerodinámicas en el rotor

Las fuerzas aerodinámicas presentes en el rotor serán las sumatorias de fuerzas de cada pala, de tal modo que el thrust total del rotor será la suma del thrust de la pala en avance y retroceso como se puede ver en la ecuación [39]. La forma general para las fuerzas totales del rotor está dada por la ecuación [40], y más adelante veremos

[57] Serway Raymond A. FÍSICA para ciencias e ingenierías. 6 ed. p.270.

que el momento total del rotor será un parámetro importante para la selección del mecanismo de cambio de paso, ya que este deberá superar el momento total de las palas del rotor para poder girarlas.

$$T = T_{re} + T_{av} \quad [39]$$

$$Fx = Fx_{re} + Fx_{av} \quad [40]$$

Las fuerzas aerodinámicas totales en el rotor como se vio en la figura 21 del capítulo 4.2.4, tienen ahora una inclinación distinta al del plano de rotación de las palas, ya que desde este punto de vista el Lift del rotor deberá ser perpendicular a la velocidad de desplazamiento y este Lift debe ser el encargado de elevar el peso de la aeronave. Debido a esto se hace una conversión de fuerzas, multiplicando el thrust total del rotor por el coseno del ángulo de inclinación del rotor para obtener el valor total del Lift que se ve en la ecuación [41], y de igual manera se multiplica por el seno del ángulo para obtener el Drag que ejerce el rotor que se ve en la ecuación [42].

$$L = T * cos\theta \quad [41]$$

$$D_t = T * sen\theta \quad [42]$$

Sin embargo el Drag del rotor no solo se debe a la inclinación de la fuerza de thrust, sino que también hay un componente del Drag debido a la forma del mismo disco rotor, por lo que se le deberá sumar un componente del Drag debido al Drag local de los elementos de pala que se oponen a la fuerza de tracción, pero debido a que este Drag apunta en la misma dirección de la velocidad local de los elementos de pala, entonces la pala que se encuentra en retroceso aportaría Drag negativo, por lo que se deberá sumar el valor absoluto de la fuerza de No tracción. En varias referencias se puede ver que el Drag local de las palas que es paralelo al plano de rotación, se suma con sus valores absolutos formando una nueva fuerza conocida como fuerza H, que siempre es paralela al plano de rotación y apunta en el sentido contrario del desplazamiento de la aeronave, por lo que se deberá multiplicar el Drag debido a las palas por el coseno del ángulo de inclinación del rotor, ya que en este caso a 0º el drag producido por las palas será el máximo, mientras que a 90º, el drag de las palas no aportara fuerza de arrastre al autogiro[58]. A continuación se puede ver en la ecuación [43] el Drag debido a las palas, en donde el símbolo $-\tau_{D_e}$ representa la fuerza de arrastre producida por el Drag de los elementos de pala, y en la ecuación [44] el Drag total.

$$D_r = \left| \sum_{-Z}^{Z} -\tau_{D_e} \right| * \cos(\theta) \quad [43]$$

[58] Estados Unidos. NASA, CR-2003-212799: An Overview of Autogyros and The McDonnell XV-1 Convertiplane. 2003. p.10

$$D_{total} = [T * sen\theta] + \left[\left|\sum_{-Z}^{Z} -\tau_{D_e}\right| * \cos(\theta)\right] \quad [44]$$

El factor de carga del autogiro dependerá del Lift total del rotor y del peso de la aeronave, de forma que el valor del factor de carga N, estará dado por la ecuación [45] que se ve a continuación, en donde W es el peso del autogiro en newton.

$$N = \frac{L}{W} \quad [45]$$

4.2.6.13 Relaciones de performance básico de autogiros

Existen parámetros de performance importantes para los autogiros que se pueden determinar de forma sencilla como los que se explicaran a continuación.

- Solidez del disco: este parámetro indica que porcentaje del disco revolucionado por las palas que se encuentra ocupado por el área de las palas de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$\sigma = \frac{N_b * C * r}{\pi * r^2} \quad [46]$$

  Los valores de solidez para los rotores de los autogiros se encuentran alrededor de 0.035[59], lo que indica que solo el 3.5% del área del disco rotor está siendo ocupada por el área de las palas.

- Carga discal: es similar a la carga alar de los aviones de ala fija, refiriéndose a la relación entre el peso máximo al momento del despegue de la aeronave expresado en kilogramos y el área de la superficie de sustentación, en este caso el área del rotor del autogiro en metros cuadrados.

$$\frac{W/g}{S} = \frac{W/g}{\pi * r^2} \quad [47]$$

- Carga de potencia: este mismo concepto existe en todas las aeronaves y expresa en forma de relación cuanto peso puede ser elevado por cada unidad de potencia, como se puede ver en la ecuación [48]. En esta investigación se decidió utilizar como medida de potencia los caballos de fuerza (Hp), ya que esta es la unidad en la que se encuentran todos los valores de potencia en los motores de los autogiros.

$$\frac{W/g}{P} = \frac{W/g}{P_{Hp}} \quad [48]$$

[59] Hollmann Martin. Modern gyroplane design. Monterey, CA. 2007. p.12.

- Relación de velocidad en las puntas: este parámetro indica la relación existente entre la velocidad de desplazamiento de la aeronave y la velocidad tangencial en la punta de la pala que se encuentra en avance, más conocida por su nombre en inglés, *tip speed ratio,* o por su símbolo μ.

$$\mu = \frac{V_\infty * cos\theta}{\Omega * r} \qquad [49]$$

  En los autogiros normalmente el valor de μ para una condición de vuelo en crucero puede llegar hasta 0.3, sin embargo se ha desarrollado un autogiro especialmente para llegar a un valor de μ igual a 1.0, el *Carter Copter,* que debido a las alas fijas que utiliza y el diseño de su rotor y sus palas logra aumentar considerablemente la velocidad de desplazamiento de la aeronave y disminuir hasta a 100 rpm's la velocidad de rotación del rotor, reduciendo así el Drag total de la aeronave.

- Fuerza Resultante: es la combinación de las fuerzas de Lift y Drag totales del rotor, que será la fuerza que transmitirá el rotor a la aeronave, inclinada con un ángulo desfasado al de inclinación del rotor, debido al componente de Drag de las palas del rotor que apunta siempre en dirección contraria a la de desplazamiento de la aeronave. Además se tendrá también un coeficiente de fuerza resultante, que será obtenido a partir del coeficiente de Thrust del rotor y del coeficiente de Drag debido a la no tracción de las palas que producirá un Drag además del producido por la inclinación del vector de Thrust hacia atrás.

4.2.7 Resultados iníciales de la aerodinámica de los autogiros

Inicialmente el programa desarrollado para los cálculos aerodinámicos pide algunos valores de distintos parámetros para iniciar los respectivos cálculos como se muestran en la tabla 2.

Tabla 2. Parámetros de entrada de los cálculos aerodinámicos

Diámetro del disco	[metros]	8.4
Número de divisiones de la pala		50
Velocidad de rotación del rotor	[RPM]	385
Longitud de la cuerda	[metros]	0.2
Ángulo de incidencia de las palas	[grados]	0
Velocidad de avance del aeronave	[km/h]	100
Peso de la aeronave	[kg]	450
Potencia del motor	[HP]	130
Ángulo del disco	[grados]	8
Masa de cada pala	[Kg]	8
Densidad del aire	[Kg/m^3]	1.225

Además de los anteriores parámetros de entrada, el programa también utiliza unos valores constantes relacionados con el perfil aerodinámico utilizado como se ve a continuación en la tabla 3.

Tabla 3. Constantes del perfil aerodinámico NACA 8H12

Perfil aerodinámico	NACA 8H12	
Coeficiente de Lift a cero grados	Cl_0	0.16
Angulo de ataque con Cl igual a cero	$\alpha_{Cl=0}$ [grados]	-2
Pendiente de Cl vs ángulo de ataque	$\overline{m}\ [rad^{-1}]$	5.1566

Para iniciar los cálculos se deben además hacer algunas conversiones de unidades de los valores anteriormente ingresados para facilitar el manejo de ecuaciones y dejar en términos de radianes los ángulos que se calcularan en Matlab, ya que por defecto funciona con ángulos en radianes, y aunque se pueden usar funciones trigonométricas que trabajan en grados, se prefirió usar radianes por practicidad. En la tabla 4 se pueden ver las conversiones de unidades que se realizaron.

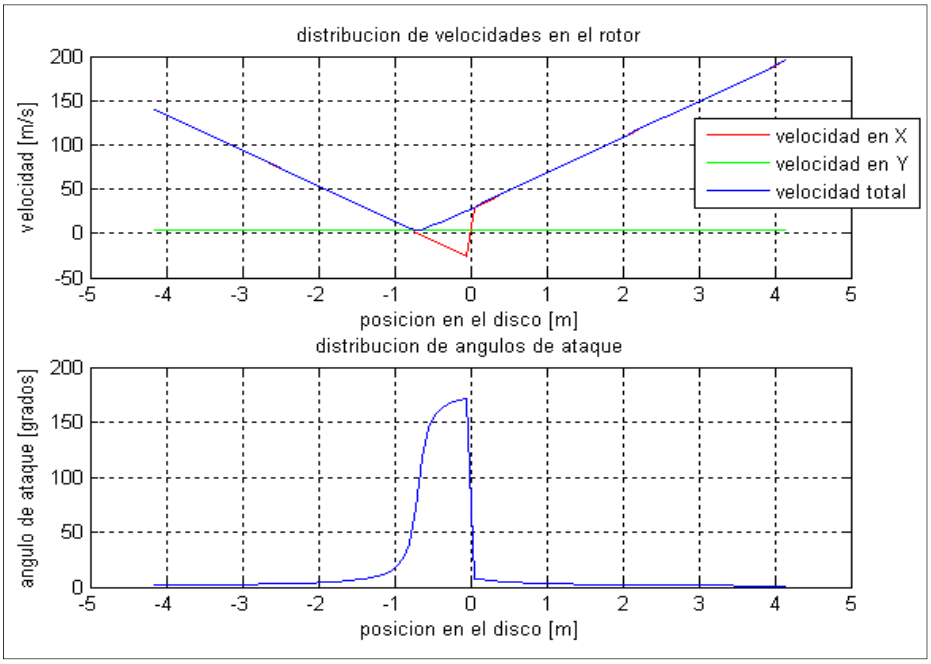
Tabla 4. Conversión de unidades de velocidades y ángulos

Velocidad de avance del aeronave (V_∞)	[Km/h]	100	[m/s]	27.77
Velocidad de rotación del rotor (Ω)	[RPM]	385	[rad/s]	40.31
Ángulo del disco (θ)	[grados]	8	[rad]	0.139
Ángulo de incidencia de las palas (φ)	[grados]	0	[rad]	0

Con todos los anteriores datos, el programa realizó todos los cálculos que se explicaron a lo largo de este capítulo hasta ahora, obteniendo resultados para cada elemento de las palas, así como también para cada pala y al final para el rotor completo. A continuación se mostraran algunas distribuciones de fuerzas, pero hace falta aclarar que la magnitud de estas fuerzas depende del área del elemento analizado, o como se le llamo en el capitulo 4.2.5, el ancho de la sección analizada, ya que como vimos en las ecuaciones de fuerzas, siempre estaba incluida el área del elemento, pero esto al final no afectara el resultado de la sumatoria en las palas y el rotor, ya que medida que se utilizan más elementos de pala para el análisis aerodinámico, la magnitud de la fuerza por elemento será menor, pero esto aumentará la densidad de puntos de análisis por pala y al final la sumatoria será mucho más precisa al momento de compararla con datos reales. Para este caso el ancho de la sección de análisis ($Asec$) quedo con un valor de 0.084 metros o 8.4 centímetros.

Para iniciar el análisis veremos la distribución de velocidades y ángulos de ataque a lo largo del diámetro del rotor, como se ve en la figura 40.

Figura 42. Distribución de velocidades y ángulos de ataque en los elementos de pala del rotor de un autogiro



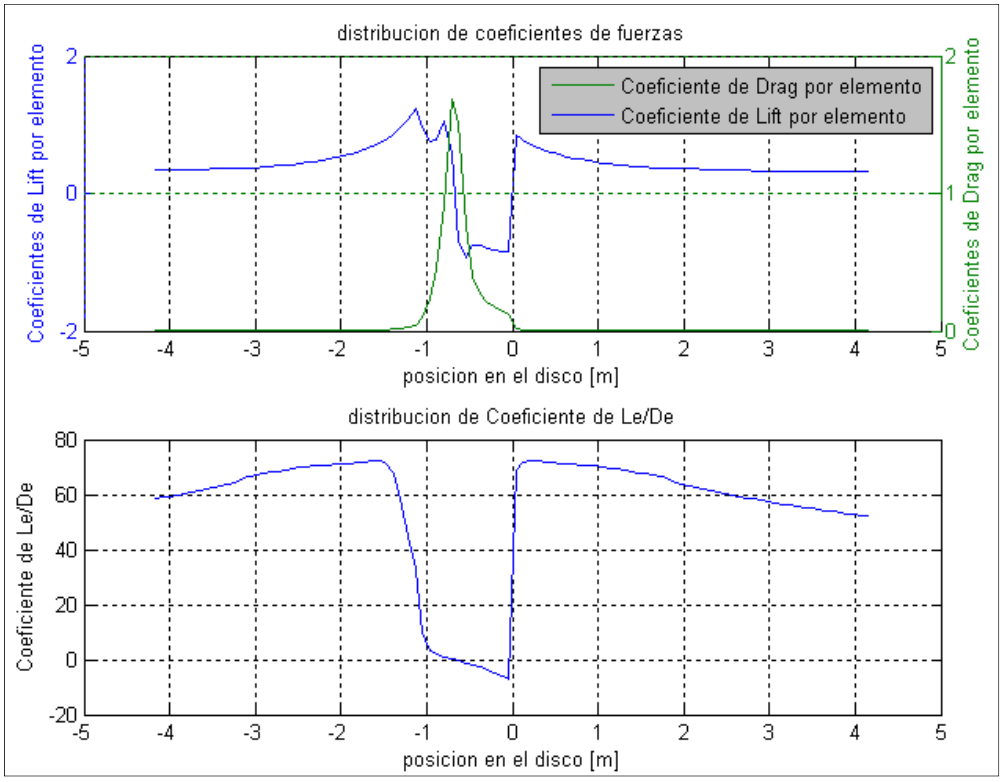
En la anterior grafica se ven dos imágenes de distintas distribuciones, una para las velocidades expresada en m/s (superior) y otra para los ángulos de ataque expresada en grados (inferior), pero ambas en el eje X con valores de la posición en el disco en metros, donde la parte izquierda corresponde a la pala en retroceso, mientras que el lado derecho corresponde a la pala en avance, por lo que se asemeja esta presentación a una vista desde atrás del rotor del autogiro, donde el lector se encuentra ubicado en la cola del autogiro mirando hacia la nariz del mismo y en una fotografía capturada justo en el momento en el que las palas se encuentran orientadas lateralmente de forma tal que la cuerda de estas es paralela a la dirección en la que se encuentra volando la aeronave.

En la parte superior de la grafica, se puede ver la línea roja correspondiente a la velocidad en X de los elementos de pala, y como se puede observar existe una zona en la que la velocidad se encuentra por debajo de 0 m/s, lo que indica que en esa zona que está muy cercana a la raíz de las palas y al centro de rotación del rotor, existe una región de flujo reverso, como se había explicado anteriormente, haciendo que el ángulo de ataque del elemento de la pala llegue hasta valores de 180º, como se ve en la parte inferior de la grafica correspondiente a ángulos de ataque. Además viendo en detalle, justamente en el punto en que la velocidad en X es igual a cero, el ángulo de ataque tiene un valor de 90º, tal y como se aclaro en los capítulos anteriores. La velocidad en Y es constante a lo largo del diámetro del rotor, ya que

esta, de acuerdo a los planteamientos de la ecuación no depende de la posición en el rotor, sino que depende de la velocidad de translación de la aeronave y del ángulo de inclinación del disco. Analizando la velocidad total esta siempre tiene un valor positivo debido a su formulación que es la raíz cuadrada de sus componentes elevados al cuadrado, por lo que se utiliza la condición del ángulo de ataque para determinar de aquí en adelante las fuerzas y sus coeficientes de cada elemento. También se ve que la velocidad en la punta de la pala en avance (lado derecho) es mayor a la velocidad de la punta de la pala que se encuentra en retroceso (lado izquierdo), por lo que en general la velocidad en la pala de avance será mayor que la pala en retroceso, y debido a que los ángulos de ataque son prácticamente los mismos, una pala tendrá más thrust que la otra haciendo que no sea posible un vuelo estable bajo estas condiciones, por lo que se deberán hacer planteamientos de distintas hipótesis más adelante.

A continuación se analizara la distribución de coeficientes de Lift, Drag y Lift/Drag a lo largo del diámetro del rotor del autogiro, que se ve en la figura 43. En el recuadro superior se ve una grafica con dos ejes en Y correspondientes a el coeficiente de Lift de Drag, cada uno con su propia escala y con una leyenda que muestra de distintos colores cada línea que representan las distintas distribuciones.

Figura 43. Distribución de coeficientes de Lift, Drag y Lift/Drag en las palas del rotor de un autogiro

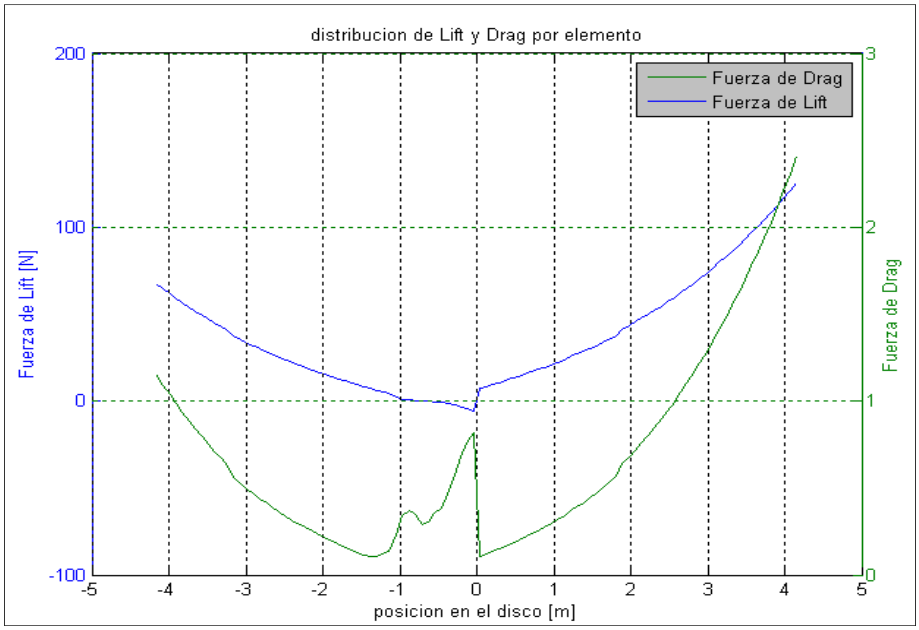

distribucion de coeficientes de fuerzas
Coeficiente de Drag por elemento
Coeficiente de Lift por elemento
Coeficientes de Lift por elemento
Coeficientes de Drag por elemento
posicion en el disco [m]
distribucion de Coeficiente de Le/De
Coeficiente de Le/De
posicion en el disco [m]

Inicialmente se puede ver en la línea azul correspondiente a la distribución de coeficientes de Lift, que estos coeficientes son muy similares tanto para la pala izquierda como para la derecha en una región desde -1.2 metros de radio, hasta la punta de la pala en retroceso y para toda la región de la pala en avance. Esto se debe a que en la pala que se encuentra en retroceso existe una región de flujo reverso desde el centro de rotación (0 m) hasta -1.2 metros de radio de la pala, en donde se presenta una fluctuación del comportamiento del coeficiente de Lift debido al aumento del ángulo de ataque, por lo que estas regiones entran en perdida y además después de ciertos ángulos empiezan a ejercer una fuerza de Lift negativa, tal y como se vio en el capitulo 4.2.5.1, donde las gráficas de coeficiente de Lift vs ángulo de ataque reflejan que a ángulos por encima de 90º, el coeficiente de Lift empieza a ser negativo. En la misma grafica aparece una línea verde correspondiente a la distribución de coeficiente de Drag, la cual tiene un comportamiento muy estable en la mayor parte del diámetro del rotor, casi siempre con un valor cercano a 0, pero al acercarse el ángulo de ataque a 90º, este sube rápidamente y vuelve a descender casi a 0 en las zonas cercanas a un valor de ángulo de ataque de 180º, tal y como se vio en las graficas del capítulo 4.2.5.2.

Combinando estas dos graficas en una relación de Lift sobre Drag se obtendrá un comportamiento que refleje la eficiencia de los elementos de pala, tal y como lo muestra el recuadro inferior de la figura 43. La distribución de coeficiente de Lift sobre Drag, muestra un comportamiento que tiende a adquirir un mayor valor a medida que se avanza desde las puntas de las palas hacia el centro, sin embargo llega una zona en la que esta relación alcanza un valor máximo de 70, y luego desciende hasta a valores de 0 o negativos. Nuevamente esta región parecida a un sumidero es debida a la condición de flujo reverso presente en los rotores de las aeronaves de ala rotatoria.

Después de tener clara la distribución de coeficientes de las fuerzas aerodinámicas, abordaremos las fuerzas tanto de Lift como de Drag. En este caso el valor de la escala que se dibuja al lado de la grafica si dependerá del área de las secciones analizadas, por lo que no será el mismo resultado de la grafica para un análisis con 50 elementos de pala que uno para 100 elementos. Viendo la figura 44, ahora se ve que el comportamiento del Lift y del Drag no son muy similares a la distribución de sus coeficientes, y esto se debe a que en el cálculo de las fuerzas ahora se tiene en cuenta la velocidad a la que están sujetos los elementos de pala, y a medida que se aumenta la distancia desde el elemento al centro de rotación, la velocidad aumenta linealmente, por lo que las fuerzas deberán aumentar también a medida que los elementos se alejen del centro del rotor, pero debido a la formulación de la fuerza de Lift y Drag la velocidad se debe elevar al cuadrado, produciendo así una distribución casi parabólica de las fuerzas aerodinámicas en el rotor, teniendo su centro en un punto entre -1.2 metros y 0 metros, que es la región en la que la velocidad de los elementos esta alrededor de 0 metros por segundo. En esta misma región se ve un elevado valor de Drag a pesar de la baja velocidad, y esto se debe a que bajo estas condiciones las palas se encuentran expuestas a un flujo muy turbulento dado que se encuentran unos elevadísimos ángulos de ataque.

Figura 44. Distribución de fuerzas de Lift y Drag en el rotor de un autogiro



En esta grafica, el área que se encuentra debajo de las curvas corresponde a la sumatoria de las fuerzas, por lo que ahora se ve que bajo las condiciones y formulaciones propuestas desde el principio de la formulación del código matemático, se ha cometido un error, ya que la sustentación en la pala de avance es mayor a la que se presenta en la pala de retroceso, y esto es una condición que haría imposible el vuelo de cualquier aeronave, ya que tendería a hacer un movimiento de roll que volcaría la aeronave por completo, o si tuvieran una unión rígida las palas podrían romperse debido a las vibraciones que se presentaría en cada rotación de las mismas, por lo que en el caso de los helicópteros con este tipo de uniones del rotor, se suelen utilizar palas de materiales muy flexibles, diseñados especialmente para estas aplicaciones. Sin embargo más adelante se mostrarán los resultados exactos para el thrust de ambas palas y se explicarán las hipótesis propuestas para la corrección de la disimetría en la sustentación del rotor.

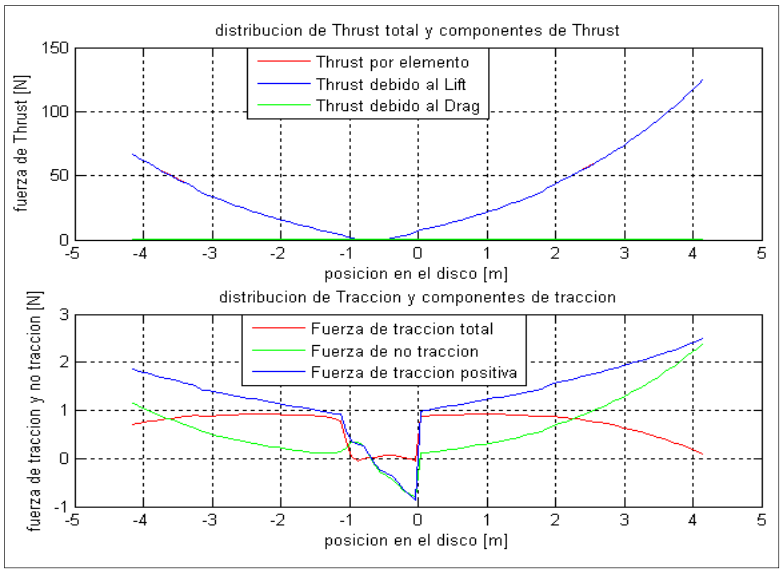
Las fuerzas aerodinámicas anteriormente explicadas sin embargo no son muy útiles para el cálculo de las fuerzas presentes en el rotor que ayudan al thrust y al torque de este, por lo que se deberán usar las fuerzas transformadas que se explicaron anteriormente desde el capítulo 4.2.5.4 donde se presentaron los conceptos de Thrust y Tracción, que serán las fuerzas relativas al plano de rotación. Para el análisis de estas fuerzas igualmente se realizó una grafica de distribución a lo largo de la longitud de las palas del rotor como se ve en la figura 45.

En la distribución de Thrust total y sus componentes (parte superior de la figura 45) se pueden ver las contribuciones de las dos fuerzas aerodinámicas, pero debido a que el Drag aporta en tan poca medida al thrust total de cada elemento, se ve la curva de thrust debido al Lift sobrepuesta sobre la curva de thrust total. Nuevamente

en esta curva de thrust se ve que la pala en avance tiene a simple vista un área mayor a la de la pala en retroceso, por lo que el valor total del thrust de la pala en avance será mayor al de la pala en retroceso, siendo esto una condición que realmente no se presenta en el vuelo de los autogiros. En la segunda parte de la grafica se ve la distribución de fuerzas de tracción, de no tracción y de tracción total, teniendo la no tracción un comportamiento muy similar al de la fuerza de Drag, tal y como se supondría, mientras que la fuerza de tracción tiene un comportamiento más parecido al de la fuerza de Lift. Luego de hacer la suma vectorial de estas dos fuerzas se obtiene el comportamiento de la fuerza de tracción total, o sea la que realmente impulsara la rotación de las palas, y se puede ver un gran parecido en el comportamiento de esta curva con el comportamiento de la curva de L/D de la figura 43.

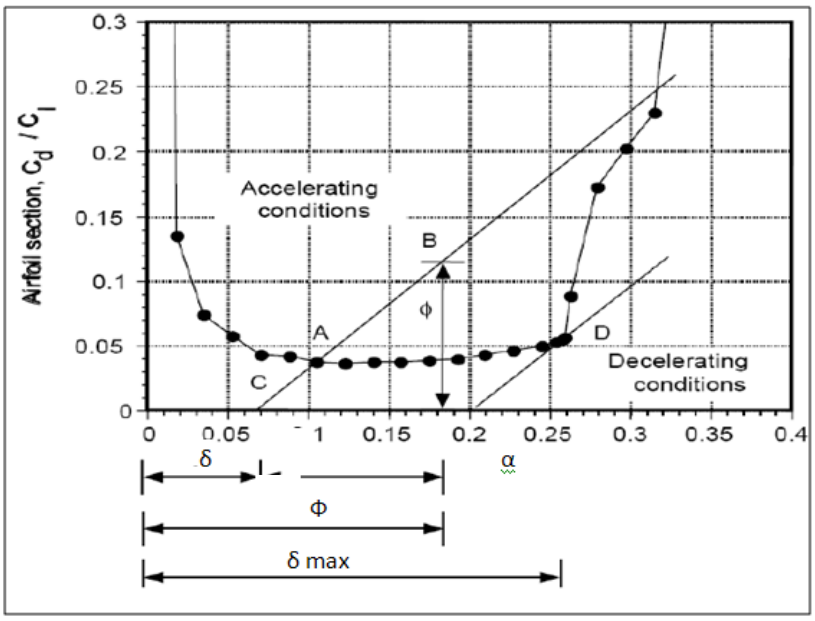
Esta similitud se puede explicar con la figura 46, que es el *diagrama de Vimperis* en donde se ve que cuanto más baja sea la relación de Cd/Cl, o para nuestro caso más alta sea la relación de Cl/Cd, y además se tenga un valor bajo de ángulo de ataque de los elementos de pala, más probable será encontrarse en condiciones de aceleración del rotor, mientras que cuando el ángulo de ataque sea muy elevado será más posible estar en condiciones de desaceleración[60].

Figura 45. Distribución de las fuerzas de Thrust, Tracción y sus componentes


distribucion de Thrust total y componentes de Thrust
Thrust por elemento
Thrust debido al Lift
Thrust debido al Drag
fuerza de Thrust [N]
posicion en el disco [m]
distribucion de Traccion y componentes de traccion
Fuerza de traccion total
Fuerza de no traccion
Fuerza de traccion positiva
fuerza de traccion y no traccion [N]
posicion en el disco [m]

[60] Leishman J. Gordon. Development of the Autogiro: A Technical Perspective. Maryland: University of Maryland; 2003. p. 7.

Figura 44. Diagrama de Vimperis



Fuente: Development of the Autogyro: A technical perspective

En el diagrama de Vimperis se puede ver que existen unas condiciones necesarias para que el elemento de pala se encuentre acelerando o desacelerando el giro del rotor, dependiendo de la magnitud del ángulo de ataque de ataque local del elemento en radianes y la relación de coeficiente de D/L del perfil.

A continuación se mostrarán en la tabla 5, los resultados obtenidos para las fuerzas de thrust, tracción y los demás parámetros que dependen de las distribuciones anteriormente explicadas, como centroides de estas fuerzas, ángulos de coneo, coeficientes promedio por pala y por rotor.

Tabla 5. Resultados del código matemático para el caso de las fuerzas, sus centroides y coeficientes de las dos palas del rotor

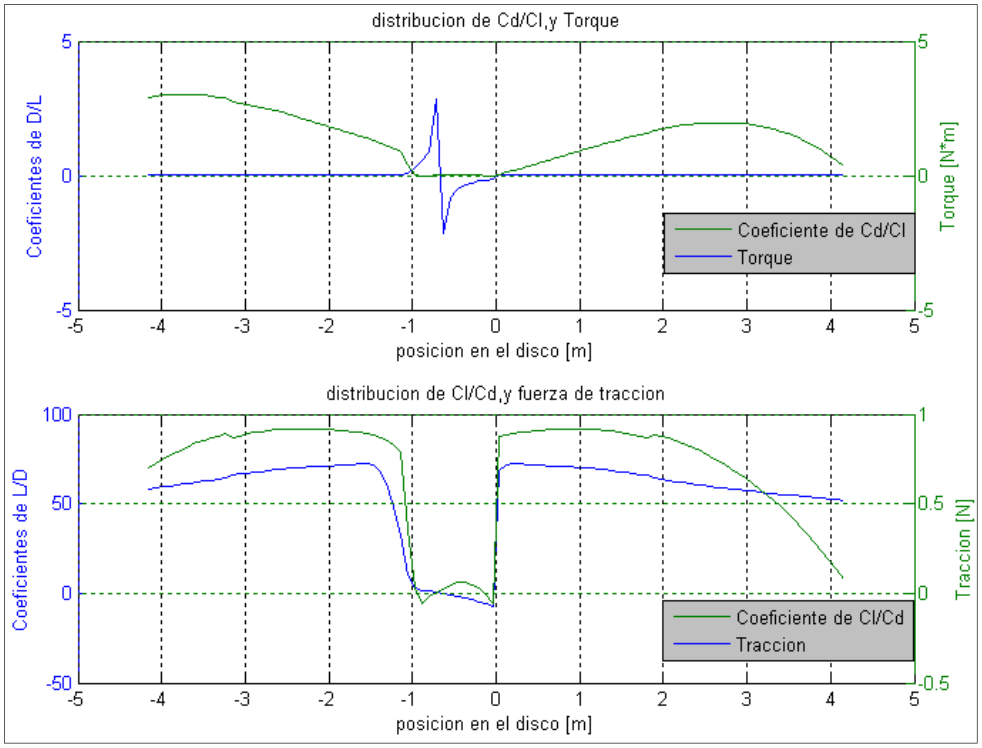
Thrust total en cada pala [newton]	avance	2645
	retroceso	1131
Tracción total en cada pala [newton]	avance	81.55
	retroceso	47.16
No tracción total en cada pala [newton]	avance	45.52
	retroceso	14.61
fuerza centrifuga total en cada pala [N]	avance	27307.8
	retroceso	27307.8
Centroide de Thrust en cada pala [metros]	avance	2.87
	retroceso	3.13

Centroide de no tracción en cada pala [metros]	avance	2.96
	retroceso	3.85
Centroide de tracción en cada pala [metros]	avance	2.42
	retroceso	2.97
Centroide de fuerza centrifuga en cada palas [metros]	avance	2.79
	retroceso	2.79
ángulo de coneo para las palas [grados]	avance	5.68
	retroceso	2.65
Coeficiente de Thrust promedio	avance	0.41
	retroceso	0.64
Coeficiente de tracción promedio	avance	0.01
	retroceso	0.03

En la parte inicial de la tabla se puede ver que los resultados de thrust de cada pala son distintos, por lo que se confirman las observaciones anteriormente hechas, y queda claro que se deberá hacer una corrección al programa aerodinámico para asegurar que el thrust de ambas palas tengan el mismo valor, de forma tal que no se presente una condición que tienda a hacer un movimiento de roll de la aeronave. Otro parámetro de interés es la fuerza centrifuga, que tiene el mismo valor para ambas palas, y esto es debido a que en la fuerza centrifuga no interviene la velocidad de desplazamiento de la aeronave, por lo que no se presenta la disimetría que se ve en todas las fuerzas que dependen de la velocidad de desplazamiento de la aeronave. Además se puede ver que existen valores distintos para el ángulo de coneo de ambas palas, y esto se debe a que cada pala tiene un valor distinto para el thrust y además el centroide de esta fuerza está ubicado en una posición distinta en cada pala. Además en esta tabla se ven también resultados para el rotor total, como el thrust, que es la suma del thrust de cada pala y posteriormente será multiplicado por le coseno del ángulo de inclinación del rotor para obtener el valor del Lift de la aeronave completa y así conocer el factor de carga real.

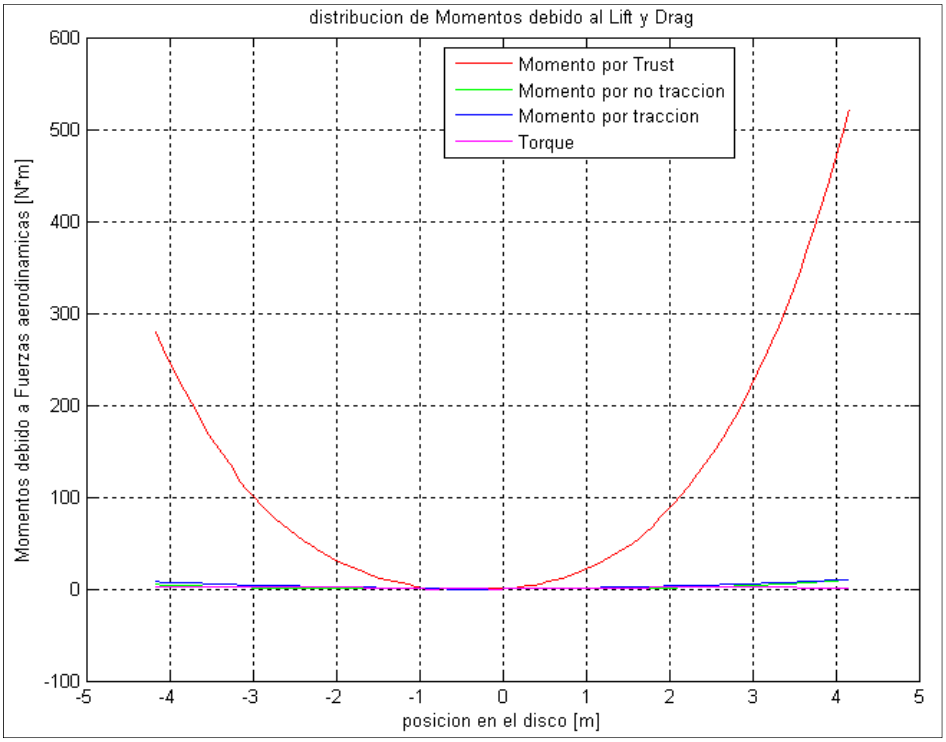
A continuación en la figura 46 se muestra la relación entre el coeficiente de D/L y el torque producido en el rotor, así como también la semejanza entre el coeficiente de L/D y la fuerza de tracción. En la parte superior de la grafica se muestran los resultados para la distribución de coeficientes de Drag sobre Lift, con lo que se demuestra que cuando esta relación es la mínima posible, se consigue tener una aceleración del rotor por medio del torque, mientras que en la zona de flujo reverso donde se ven unos picos positivos y negativos en esta relación, se disminuye a cero la producción de torque que acelera la rotación. En la parte inferior de la figura 46 se ve que existe una relación directa entre la relación de coeficiente de L/D y la fuerza de tracción, tal y como se había mencionado anteriormente y demostrado mediante el *diagrama de Vimperis*.

Figura 46. Comparación entre la distribución del coeficiente de Lift/Drag y la tracción o el torque



Ya que se han explicado todas las fuerzas presentes a lo largo de las palas se procederá a explicar los momentos que estas generan debido a que se encuentran alejadas del centro de rotación de las mismas, por lo que se presenta la figura 47 en donde se encuentran representadas las cuatro curvas de los momentos que se explicaron en el capitulo 4.2.5.9, de las cuales se ve que la de mayor valor es la correspondiente a la curva de Thrust, pero debido a que esta será compensada por la fuerza centrifuga, realmente las palas se aliviaran en cargas de flexión en el sentido perpendicular al aérea superficial vista desde arriba de las mismas, produciendo así un ángulo de coneo menor al que se esperaría si no se contara con la fuerza centrifuga. Sin embargo debido a que el área bajo la curva del momento debido al thrust del lado derecho es mayor al área del lado izquierdo, los momentos no estarán equilibrados, produciendo esto en momento de batimiento que hará que la pala que está en avance (lado derecho) tenderá a subir, mientras que la pala que se encuentra en retroceso hará lo contrario, debido a que estas están conectadas una a la otra por medio de un HUB basculante. Los otros dos momentos de tracción y no tracción tienen unos valores muy bajos y además un comportamiento muy similar, por lo que el torque, que es la resta de estos dos momentos, se asemejará a una línea recta con un valor constante de casi 0 N*m.

Figura 47. Distribución de momentos en las palas del rotor debidos a las fueras aerodinámicas



En la tabla 6 se pueden ver los resultados presentados de forma numérica para el torque de cada pala y del rotor total, así como para también el momento de batimiento que se presenta en las palas debido al thrust.

Tabla 6. Torque total y momento de batimiento de las palas y el rotor

Torque en cada pala [N*m]	avance	62.68
	retroceso	84.15
Torque del rotor (+acelera) [N*m]	146.8	
Momento de batimiento (+clockwise) [N*m]	-4060.52	

El torque del rotor total se ve que no es igual a cero, como se esperaría en una condición de autorrotación ideal, pero esto indica también que el rotor se puede acelerar a sí mismo para alcanzar la velocidad de rotación necesaria para sustentar el peso total de la aeronave y conseguir un equilibrio de fuerzas tanto de thrust como de torque, para conseguir un vuelo recto y nivelado. El momento de batimiento que se ve en los resultados indica que la pala en avance tiene un mayor momento que la pala de retroceso, por lo que estas tenderán a girar en un sentido contrario a las manecillas del reloj.

A continuación se analizará el coeficiente de momento de cada elemento de las palas y el momento debido a este mismo, que será un parámetro importante para el diseño del sistema que permite cambiar el paso de las palas en vuelo. Esta distribución de momentos debido al perfil aerodinámico y de coeficientes de momento se puede ver en la figura 48, en donde se ve que en la mayor parte del rotor el coeficiente de momento representado por la línea azul, tiene un comportamiento lineal constante con un valor de aproximadamente 0, debido a que el perfil tiene un réflex, como se había explicado anteriormente, excepto cuando el perfil esta en perdida o tiene un desprendimiento de la capa limite muy elevado, como el que se presenta en la región de flujo reverso y de elevados ángulos de ataque que se presenta en la pala que está en retroceso entre el centro de rotación y -1.2 metros de radio.

Sin embargo la distribución de momento no tiene un comportamiento similar al de su coeficiente, tal y como sucedió con la distribución de coeficientes de Lift y Drag y la distribución de sus fuerzas, y el área que se encuentra bajo esta curva será la sumatoria del momento total presente en cada pala, y como se puede ver la pala en avance tendrá a simple vista un valor mayor al que tendrá la pala en retroceso, ya que la pala que se encuentra del lado izquierdo de la grafica, tiene una región que aporta momento en sentido positivo mientras que otra región aportará momento negativo, haciendo que en la raíz de la pala desde donde esta se sujeta, se tendrá un valor de momento relativamente bajo, como se puede ver en la tabla 7, mientras que la pala deberá soportar la torsión a la que se encuentra sometida debido a los momentos a lo largo de ella que cambian de sentido abruptamente.

Figura 48. Distribución del momento aerodinámico y su coeficiente a lo largo del rotor.

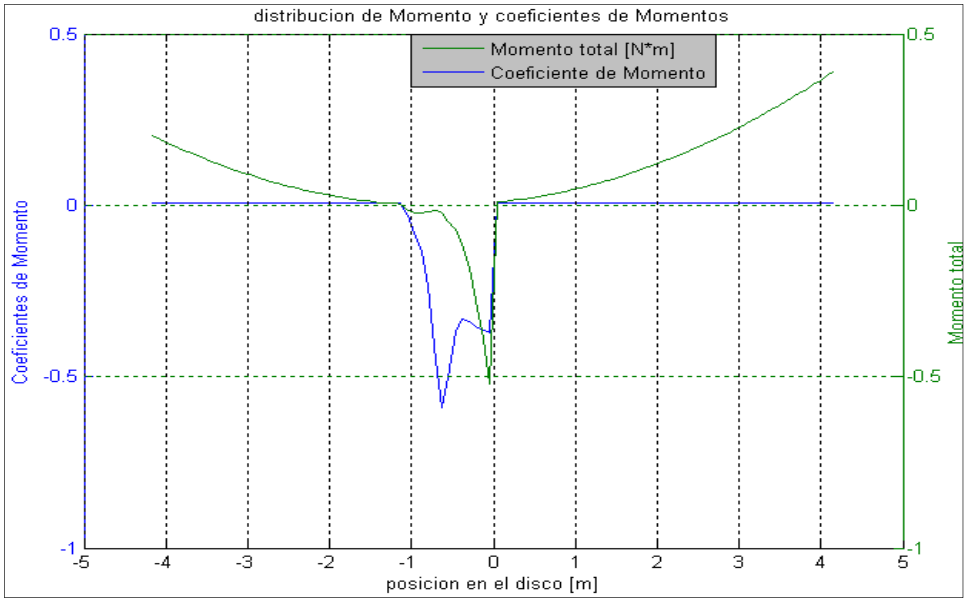


Tabla 7. Momentos y coeficientes de momento totales de las palas y el rotor del autogiro

Momento total cada pala [N*m]	avance	7.71
	retroceso	1.17
Momento total del rotor [N*m]	8.88	
Coeficiente de Momento rotor promedio	0.005	

Los resultados finales del programa se mostraran a continuación en la tabla 8, en donde se ven las fuerzas presentes en el rotor y las relaciones de performance básico del autogiro. En esta tabla se ve que le factor de carga no es igual a 1, por lo que el autogiro no estará realizando un vuelo recto y nivelado, sino que estará realizando un descenso, por lo que se deberán realizar ajustes en el programa para permitir que ambas pala tengan el mismo valor de thrust bajo las condiciones ingresadas en el inicio del programa, puesto que estas son las condiciones de operación normal del autogiro escogido para el desarrollo de esta tesis en el capítulo 4.1.

Tabla 8. Fuerzas totales, coeficientes y parámetros de rendimiento del rotor

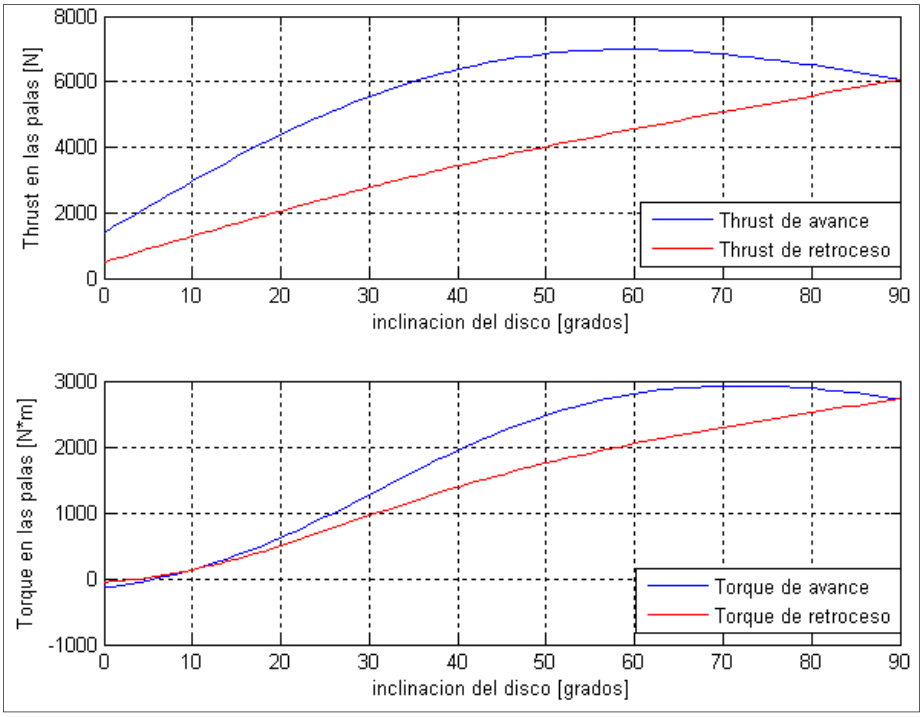
Lift total del rotor [N]	3740.17
Drag debido a la rotación de las palas [N]	59.56
Drag debido al Thrust [N]	525.64
Drag total del rotor [N]	585.2
Lift/Drag del rotor	6.39
Fuerza Resultante [N]	3785.67
Angulo de desfase de R [º]	0.89
Factor de carga	0.84
Thrust total del rotor [N]	3776.92
tracción positiva del rotor [N]	128.71
No tracción del rotor [N]	60.14
Fuerza total de tracción del rotor [N]	68.57
Coeficiente de Thrust del rotor promedio	0.53
Coeficiente de tracción del rotor promedio	0.024
Coeficiente de Lift del rotor	0.524
Coeficiente de Drag del rotor	0.125
Coeficiente de Fuerza Resultante del rotor	0.538
solidez del disco	0.03
Carga de potencia [kg/hp]	3.46
Carga discal [kg/m^2]	8.12
μ (tip speed ratio)	0.16

4.2.8 Revisión inicial del programa de cálculos aerodinámicos en un rango de 0º a 90º de inclinación del rotor

Dado que en los anteriores resultados se vio que el thrust en cada pala tenía un valor distinto, y esto imposibilita un vuelo recto y nivelado de cualquier aeronave, se deberán hacer correcciones al programa escrito para la solución de la aerodinámica de los rotores de autogiros, y como primera hipótesis se tratara de ver si existe un ángulo de inclinación del rotor en el que se cumpla la condición de tener el mismo valor de thrust en ambas palas, por lo que en el programa de cálculos se incluirá un vector o matriz de una sola fila en donde se varié el ángulo de inclinación del rotor desde 0º hasta 90º, aumentando de 1º a la vez. A lo largo de este capítulo se mostraran los resultados en forma de curvas para los parámetros que anteriormente se habían mostrado dentro de tablas como un solo valor, puesto que es más interesante para este análisis ver el comportamiento total del rotor en un amplio espectro de ángulos de inclinación del disco y no en forma de distribuciones de velocidades, ángulos y demás sobrepuestos unos sobre otros. Nuevamente en este análisis se ingresaron los mismos datos de entrada en el programa, pero debido a la arquitectura del mismo, no fue necesario ingresar un ángulo del disco, sino que el mismo código evaluará los resultados en un rango de ángulos de 0º a 90º.

A continuación se presentan los resultados de la distribución de Thrust y torque por cada pala del rotor en un rango de 0º hasta 90º de inclinación del rotor en la figura 49. En la parte superior se puede ver que la distribución de thrust de cada pala aumenta a medida que aumenta el ángulo de inclinación del disco, sin embargo el comportamiento no es como se suponía en la hipótesis, ya que las curvas de thrust de cada pala no se intersecan en ningún punto, excepto a un ángulo de inclinación de 90º, pero bajo esta condición, el rotor está ubicado de forma similar a una turbina eólica o a la hélice de un motor, y con esta orientación el flujo de aire a través del rotor es axial, por lo que no se produce una diferencia de velocidades en ninguna región del rotor. También se ve que el thrust de la pala de avance siempre es mayor al de la pala de retroceso, por lo que se deberá plantear una nueva hipótesis que permita disminuir el thrust de la pala de avance y aumentar el thrust de la pala de retroceso.

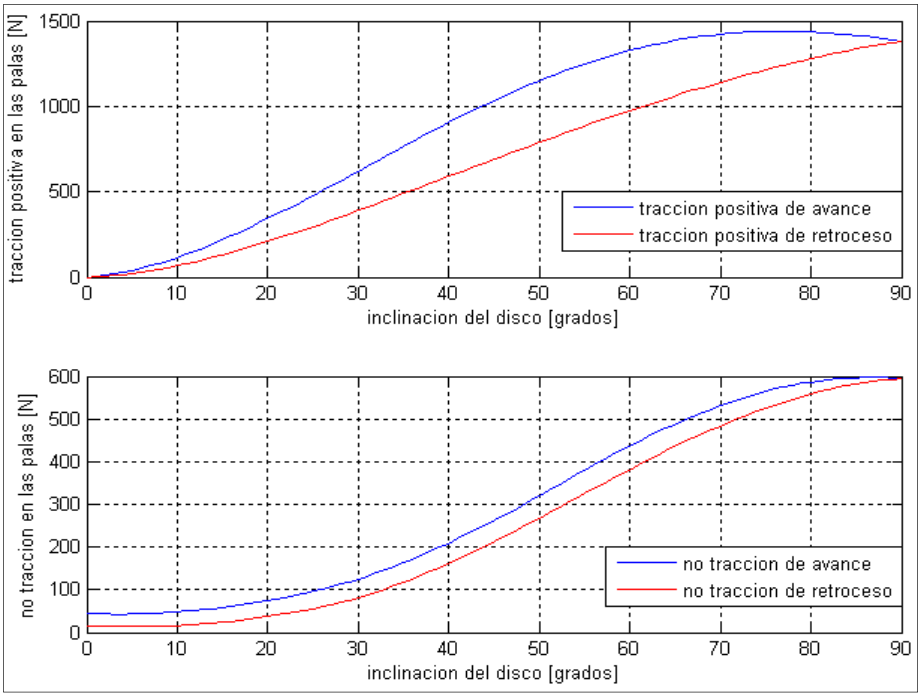
Figura 49. Comportamiento del Thrust y el Torque en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor



El comportamiento del torque de las palas en el espectro de ángulos de inclinación, se ve que aumenta progresivamente en cada pala, por lo que se entiende el porqué de la orientación de las turbinas eólicas o molinos de viento, para aprovechar así el torque de las palas para hacer girar el rotor y utilizar esa energía para distintas aplicaciones. Estas curvas si se intersecan en un punto cercano a 10º, pero este torque no tiene porque ser simétrico, ya que este momento será aplicado directamente al rotor y no generará ninguna fuerza critica debido a su disimetría que afecte el vuelo del autogiro.

A continuación en la figura 50, se muestran dos distribuciones, de tracción y no tracción para cada pala, en donde se ve que estas tienen un comportamiento similar al del torque, tal y como se esperaría, pero debido a que la tracción positiva es mayor en todos los casos que la tracción negativa, se obtiene un comportamiento ascendente del torque de las palas. La no tracción de las palas tiene un comportamiento casi parabólico, que no se parece a las demás distribuciones anteriormente vistas, y esto es debido a que la no tracción es directamente dependiente del Drag de los elementos de las palas.

Figura 50. Comportamiento de la Tracción y la no Tracción en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor

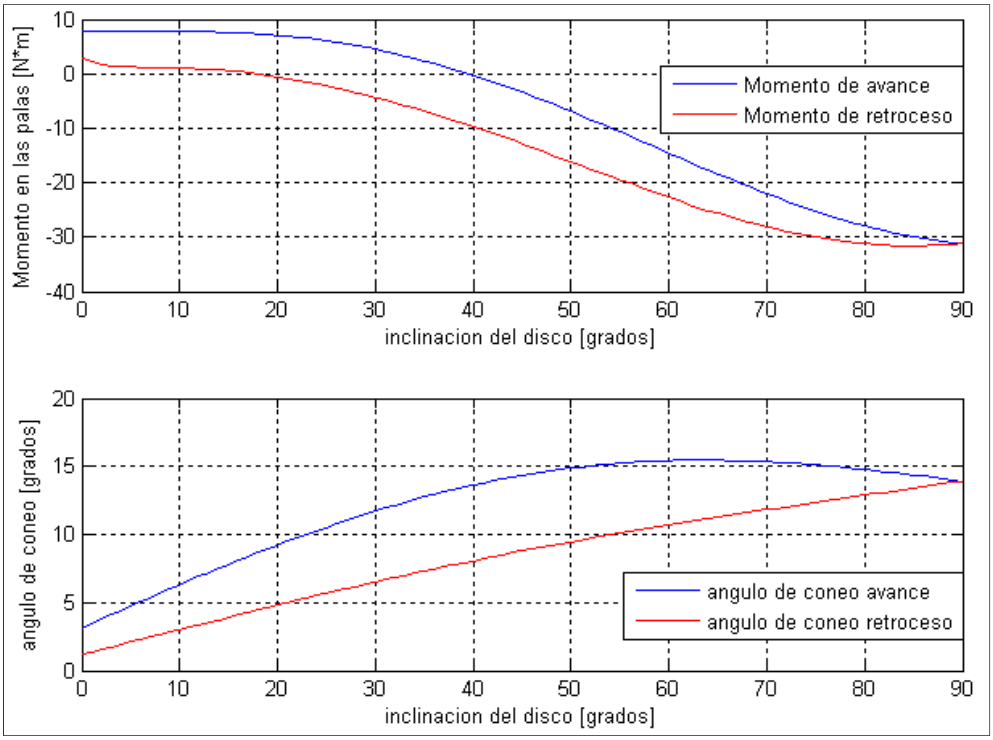


En la siguiente imagen, la figura 51, se ve la distribución de momentos en las palas, cuya curva tiene un comportamiento descendente a medida que aumenta el ángulo del disco, por lo que se sobreentiende que a medida que se aumente el ángulo del disco, mayor resistencia tendrá que tener el mecanismo de cambio de paso para soportar la tendencia de las palas a girar alrededor del eje al que se encuentren sujetas, y deberá también hacer más fuerza para hacer el cambio de paso si se desea realizar bajo esas condiciones, pero viendo la escala a la que se encuentran las curvas de momento, se ve que no es muy elevado el momento, sin embargo hace falta incluir el momento de inercia de las palas bajo estas condiciones para hacer el cálculo del momento necesario para realizar el cambio de paso o simplemente soportar el momento de las palas manteniéndolas fijas en la posición deseada.

Además también están incluidas en esta figura, las curvas de comportamiento del ángulo de coneo de ambas palas, en donde se ve que el ángulo de coneo tiende a aumentar a medida que se incrementa el ángulo del rotor, pero en ningún caso el coneo de una pala es igual al de la otra, excepto a 90º, como sucede en todas las graficas que se han mostrado en este capítulo. Pero se ve que estos ángulos de coneo están muy elevados para el comportamiento observado en la mayoría de los autogiros y helicópteros, por lo que se puede asumir que la masa de las palas está muy por debajo de lo normal, o puede que se deba a que el ángulo de coneo de las palas no es realmente el ángulo de las fuerzas que experimentan las palas, ya que

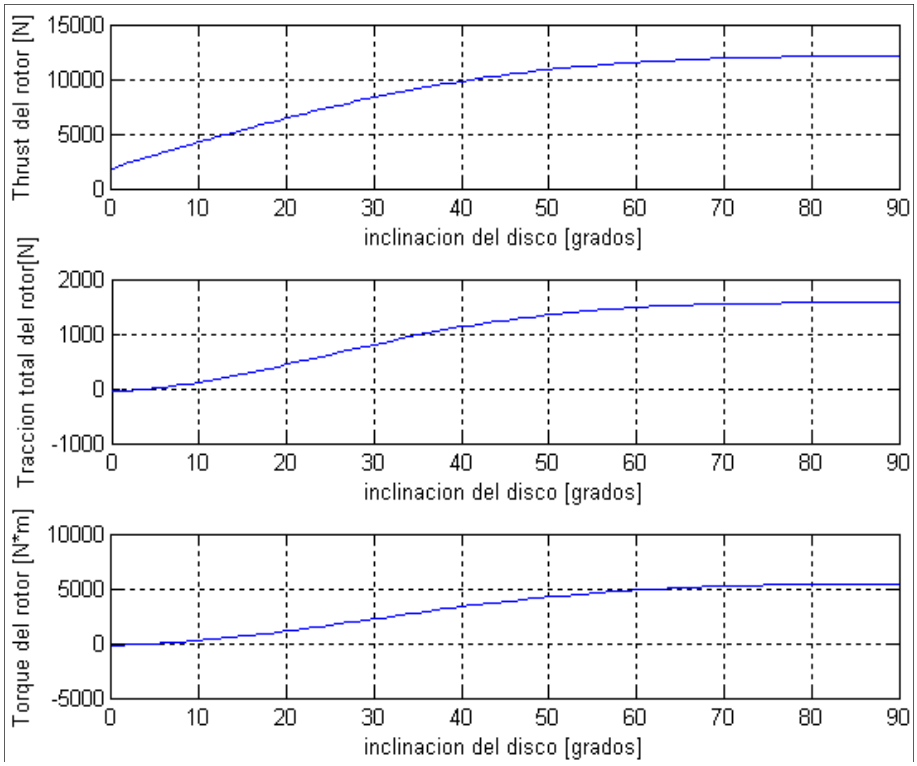
en este cálculo no se están teniendo en cuenta factores como la resistencia de las palas a la flexión en el sentido de coneo o puede deberse a que hasta ahora las palas no han tenido el mismo valor de Thrust.

Figura 51. Comportamiento del momento aerodinámico y el ángulo de coneo en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor



Ya que se han explicado todas las distribuciones o comportamientos de las fuerzas en cada pala, ahora se abordarán las fuerzas totales en el rotor, por lo que solo se verá una curva por cada grafico, como se puede ver en la figura 52.En esta figura se puede ver que el thrust del rotor empieza a los 0º con un valor positivo, y esto se debe a que el thrust se genera a partir de que el sistema se encuentre en rotación, y va aumentando a medida que se aumenta el ángulo de inclinación del disco y se estabiliza lentamente teniendo un comportamiento parecido al de la grafica de una raíz cuadrada. En las otras dos graficas que muestran el comportamiento del torque y de la tracción, se ve que estas al iniciar con un ángulo de 0º, tienen un valor de 0 y esto se debe a que la fuerza de tracción de los elementos de las palas se genera a partir del ángulo formado entre el plano de rotación de las palas y la velocidad de desplazamiento de la aeronave. Todas estas graficas tienen un comportamiento ascendente con un valor máximo a los 90º, pero se estabilizan a un valor cercano al máximo alrededor de los 75º, mostrando un comportamiento parecido a una señal sinusoidal, con un valor mínimo a 0º y uno máximo a 90º, pero la curva de tracción y torque no tienen una curva sencilla sino que tienen una doble curvatura, por lo que se pueden parecer más a una función tangente, pero orientada hacia el eje X.

Figura 52. Comportamiento del Thrust, Tracción y Torque total del rotor desde 0º hast 90º de inclinación del rotor



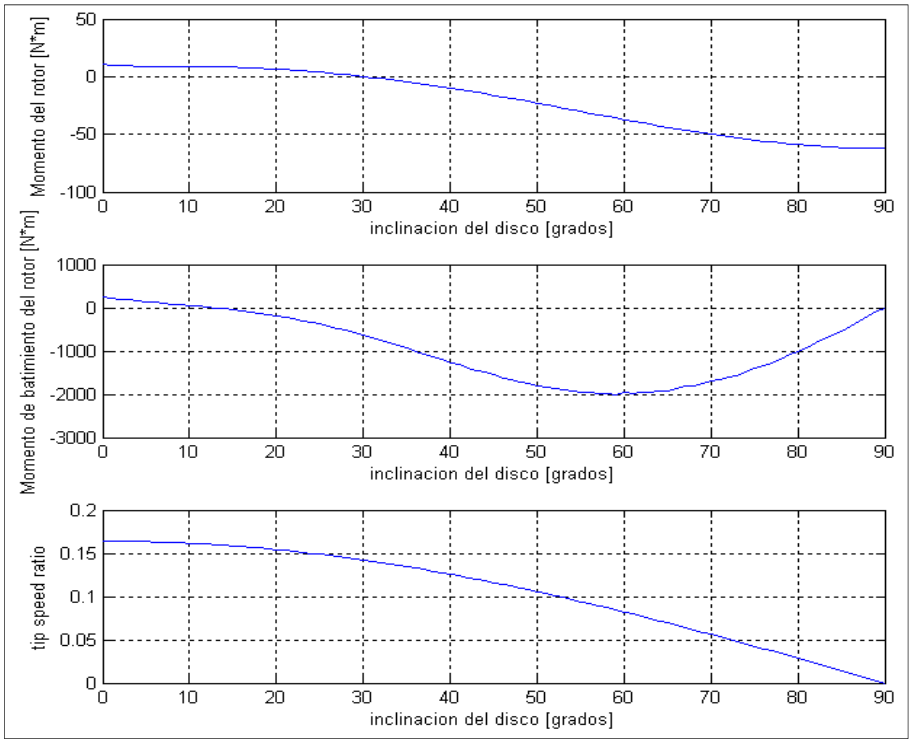
En la figura 53, veremos el comportamiento del momento total del rotor debido a la forma del perfil aerodinámico y su coeficiente de momento, el momento de batimiento de las palas debido a la disimetría de la sustentación y la diferencia de momentos debidos al thrust de cada pala, y la relación de velocidades en las puntas de las palas. El momento total del rotor tiene el mismo comportamiento de los momentos en cada pala sumados, por lo que ahora el valor del momento del rotor tendrá una escala de valores del doble de la que se vio en la grafica correspondiente para el momento de cada pala.

El momento de batimiento tendrá un comportamiento descendente llegara hasta un valor de aproximadamente -2.000 N*m a los 60º, y luego volverá a ascender hasta un valor de 0 N*m a los 90º en donde se demuestra que no hay diferencia de momentos debidos al thrust en las dos palas. El momento de batimiento cuando tiene un valor negativo indica que las palas tenderán a rotar en un plano vertical de forma tal que la pala que se encuentra en avance subirá mientras que la pala que está en retroceso descenderá, describiendo un movimiento de flexión en sentido contrario a las manecillas del reloj.

La relación de velocidades en las puntas de las palas descenderá a medida que se aumente el ángulo de inclinación del disco, y esto se debe a que esta relación tiene sentido cuando la aeronave de ala rotatoria se desplaza hacia adelante con cierta velocidad, pero cuando el rotor tiene una orientación de 90º se trata de una situación

parecida a la hélice del motor de un avión, o un descenso o ascenso vertical de un helicóptero, en donde la velocidad de desplazamiento no está orientada en el mismo sentido del plano en el que se encuentran rotando las palas, sino que la velocidad esta en un plano perpendicular al de rotación de las palas, y en esta grafica a medida que la velocidad se encuentre mas perpendicular al plano de rotación de las palas, disminuirá mas la relación de velocidades en las puntas de las palas hasta llegar a un valor de 0 a 90º.

Figura 53. Comportamiento del Momento, Momento de batimiento y Tip speed ratio del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor



Después de haber analizado algunos parámetros del rotor seguiremos con los coeficientes de las fuerzas presentes en el rotor, como el coeficiente de thrust, el coeficiente de Lift, el coeficiente de Drag total y el coeficiente de fuerza Resultante, y su comportamiento a través de los 90º de inclinación del rotor, como se verá en la figura 54.

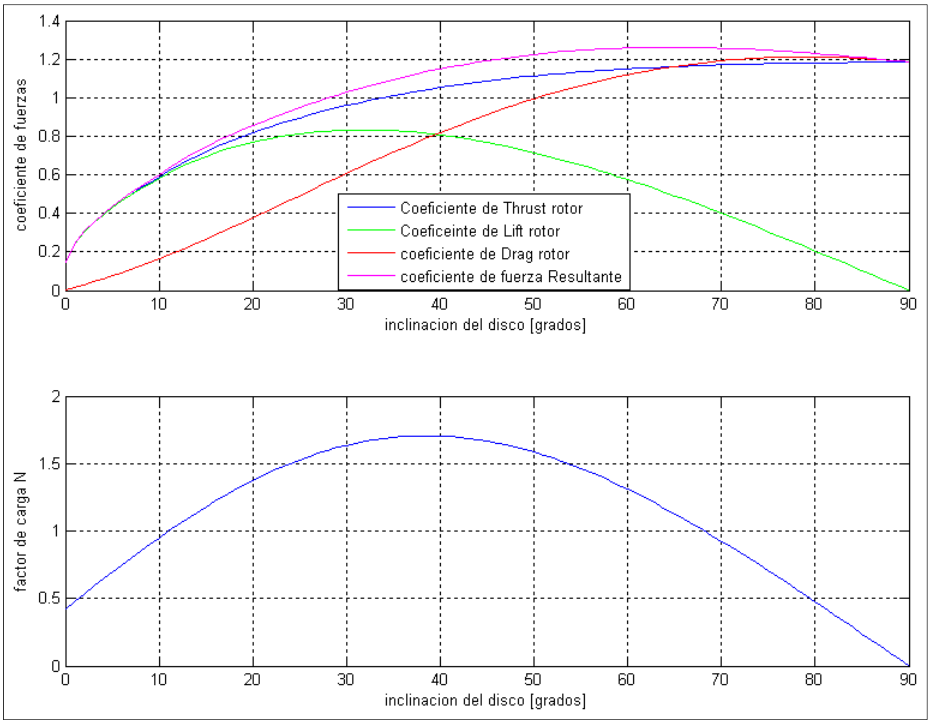
Las curvas de coeficientes de thrust y fuerza resultante tienen un comportamiento ascendente que inicia en un valor inicial mayor a 0, y tiende asintóticamente hacia un valor de 1.2, mientras que el coeficiente de Lift presenta un comportamiento parabólico que tiene un pico máximo de 0.85 en una región de ángulos alrededor de 30º, y vuelve a descender hasta 0, a 90º. El comportamiento del coeficiente de Drag es ascendente, teniendo un valor mínimo a 0º, y su punto máximo a 90º, como se esperaría, ya que en esta posición, el rotor solo produce Drag, asemejándose a un disco plano enfrentado directamente a la corriente de aire, tal y como lo establecen

en sus teorías de autorrotación algunos autores de libros dedicados al diseño y calculo de helicópteros.

En esta grafica además podemos ver el comportamiento de la Fuerza resultante del rotor, que será la fuerza neta sobre la aeronave, y su inclinación será el método de control de la aeronave en sentido de pitch y roll. Este comportamiento de la fuerza resultante será utilizado más adelante para empezar a realizar comparaciones entre los resultados del modelo matemático desarrollado y los datos experimentales obtenidos en túneles de viento por fuentes externas.

La segunda parte de esta figura corresponde al comportamiento del factor de carga con respecto a la inclinación del rotor, cuya curva tiene su valor máximo alrededor de 40º, y con un valor de 1.7, y luego desciende hasta un valor de 0 a los 90º, debido a que en esa orientación el rotor no está soportando el peso de la aeronave, sino que estaría orientado de una forma similar a la hélice de un motor ubicado en la nariz de un avión, en donde su función principal es proveer de empuje, aunque en este caso la orientación está de forma tal que no aporta empuje, sino que aumenta el arrastre de la aeronave. Esta curva no tiene su origen en un valor de 0 para el factor de carga, sino que ya tiene un valor positivo debido a la rotación de las palas, y si esta velocidad de rotación fuera mayor alcanzaría un factor de carga mayor, como en el caso de los helicópteros, que con una inclinación de 0º en el rotor y unas elevadas rpm's en el rotor se pueden realizar vuelos estacionarios o Hover.

Figura 54. Comportamiento del factor de carga y los coeficientes de Thrust, Lift, Drag y fuerza resultante del rotor



4.2.9 Optimización del programa analítico de aerodinámica de rotores de autogiros.

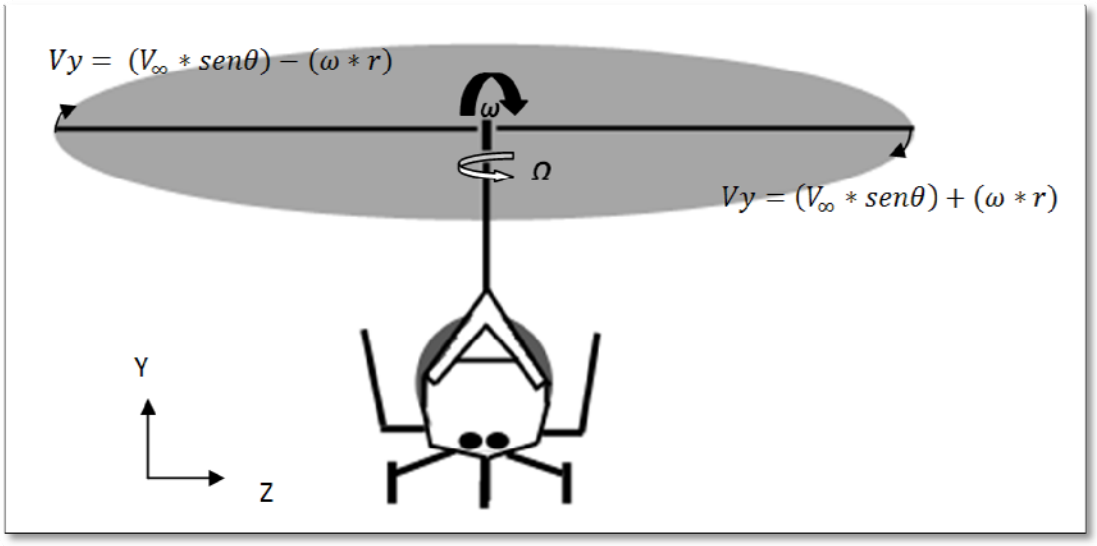
Visto que con la anterior hipótesis no se encontró ningún ángulo distinto a 90º de inclinación del disco rotor para que se consiguiera cumplir la condición en donde el thrust de ambas palas fuera igual, se debió plantear una nueva hipótesis basada en el eje libre de batimiento de las palas del rotor, por lo que se incluyo un nuevo plano de rotación de las palas en donde estas tendrán una velocidad de rotación o batimiento que dependerá de la diferencia en el thrust de cada pala, y esta velocidad será alcanzada por las mismas palas para equilibrar las fuerzas de ambos lados y así evitar las vibraciones. De acuerdo a lo anteriormente explicado entonces se escribirá un código matemático basado en una función de los software que permiten la programación de un evaluador que determina si una condición lógica que se quiera, se cumple o no, teniendo dos caminos distintos tanto para lograr que la condición se cumpla, como para avisar que la condición se ha cumplido.

Con este nuevo planteamiento se introducirá una nueva variable, que es la velocidad de batimiento de las palas (ω), y este parámetro tendrá un valor inicial de 0º/s, y se irá aumentando de 0.001º/s en 0.001º/s hasta lograr que el thrust de ambas palas sea igual mediante la modificación de los valores de la velocidad vertical de cada elemento de acuerdo a la siguiente ecuación.

$$V_y = (V_\infty * sen\theta) \pm (\omega * r) \qquad [50]$$

Esta ecuación sirve tanto para la pala que se encuentra en avance, como para la que se encuentra en retroceso, pero para cada una se usara un signo distinto, de tal modo que para la pala que se encuentra en avance se deberá usar el signo negativo, ya que esta pala por tener normalmente mas sustentación que la otra tendera a subir, como se vio en el capitulo anterior, y al efectuar su ascenso, la velocidad relativa del aire que experimentara el elemento de pala tendrá un valor negativo verticalmente, mientras que la pala que se encuentra en retroceso descenderá y este movimiento le aumentará el ángulo de ataque de sus elementos, como se ve en la figura 54.

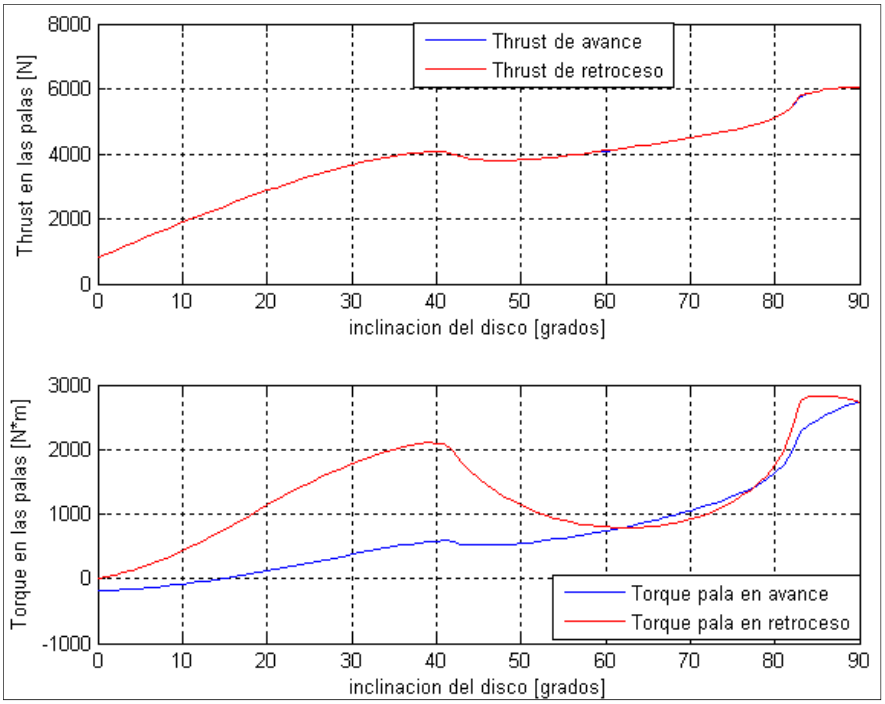
Figura 55. Vista frontal de un autogiro, con batimiento en las palas para balancear el Thrust



Con este nuevo planteamiento se volvieron a realizar los cálculos aerodinámicos y se obtuvieron resultados distintos a los que se mostraron en el capitulo anterior como se verá a continuación para el caso del comportamiento del thrust de las palas en el rango de ángulos de inclinación del rotor desde 0° hasta 90°.

Como se puede ver en la figura 56, ahora el comportamiento del thrust de ambas palas es el mismo, queriendo decir esto que el thrust en ambas palas es igual para todas las condiciones que se encontraron entre los ángulos que se realizo el estudio, por lo que se puede concluir que la nueva hipótesis manejada si satisface la condición de simetría de fuerzas en ambas palas. Este eje libre que se utiliza en los rotores de autogiros, que permite realizar un batimiento de las palas, fue la solución que le dio el ingeniero Juan de la Cierva a principios del siglo XX al problema presente en las aeronaves de ala rotatoria que se presentaba debido a la disimetría de la sustentación existente en el vuelo con desplazamiento hacia adelante, e hizo posible el vuelo de autogiros y helicópteros.

Figura 56. Comportamiento del Thrust y el Torque en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor

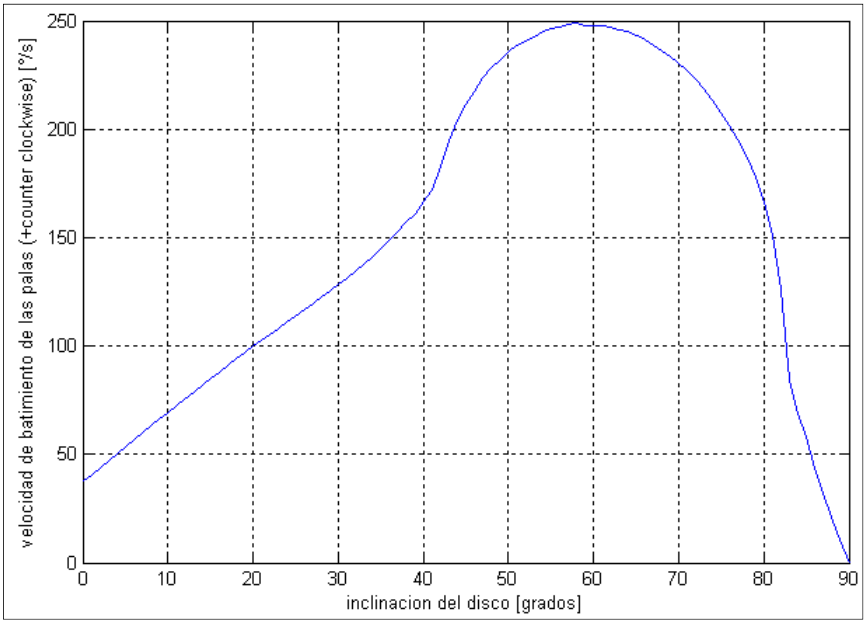


En la anterior imagen se ve que en el comportamiento del thrust de ambas palas existe aparentemente solo una curva, y esto es debido a que el thrust de la pala en avance fue ocultado por el del thrust de la pala en retroceso, ya que ambos tienen el mismo comportamiento, y uno está sobre el otro. Esta grafica difiere de la figura 48 del capítulo 4.2.7, en donde se veía un comportamiento ascendente constante del thrust en ambas palas, mientras que en este caso se ve que a un ángulo cercano a los 45° se presenta un descenso en el thrust y luego vuelve a aumentar hasta los 90°. Esto se puede deber a un aumento o descenso excesivo del batimiento de las palas, o a el cambio de la predominancia de las fuerzas, ya que alrededor de este ángulo se vuelve más predominante en el rotor la fuerza de Drag que la de Lift, por lo que el thrust puede sufrir fluctuaciones en su comportamiento. Además en la parte inferior de la grafica se ve el comportamiento del torque de las palas, y también este ha cambiado con respecto al explicado en el capitulo anterior. Estos cambios se verán en todos los demás comportamientos de las fuerzas debido a la introducción de la velocidad de batimiento que se utiliza para equilibrar las fuerzas de thrust totales en ambas palas, pero el hecho de haber introducido en las ecuaciones la velocidad de batimiento, no significa que todas las fuerzas en ambas palas tendrán la misma magnitud, y eso se puede ver con la diferencia entre la curva de comportamiento del torque para el caso de la pala en avance y la pala en retroceso.

Ahora que se ha demostrado que la hipótesis planteada en este capítulo funciona, se explicara el comportamiento de la velocidad de batimiento de las palas que se ingresó dentro de las ecuaciones a modo de variable dependiente del thrust de las

palas que tendrá una magnitud tal que haga que las fuerzas totales en ambas palas estén equilibradas y así se pueda realizar un vuelo recto y nivelado sin la presencia de vibraciones capaces de destruir las palas. A continuación en la figura 57, se puede ver la variación de la velocidad de batimiento respecto al ángulo de inclinación del rotor.

Figura 57. Comportamiento de la velocidad de batimiento de las palas necesario para equilibrar las fuerzas de Thrust de ambas palas

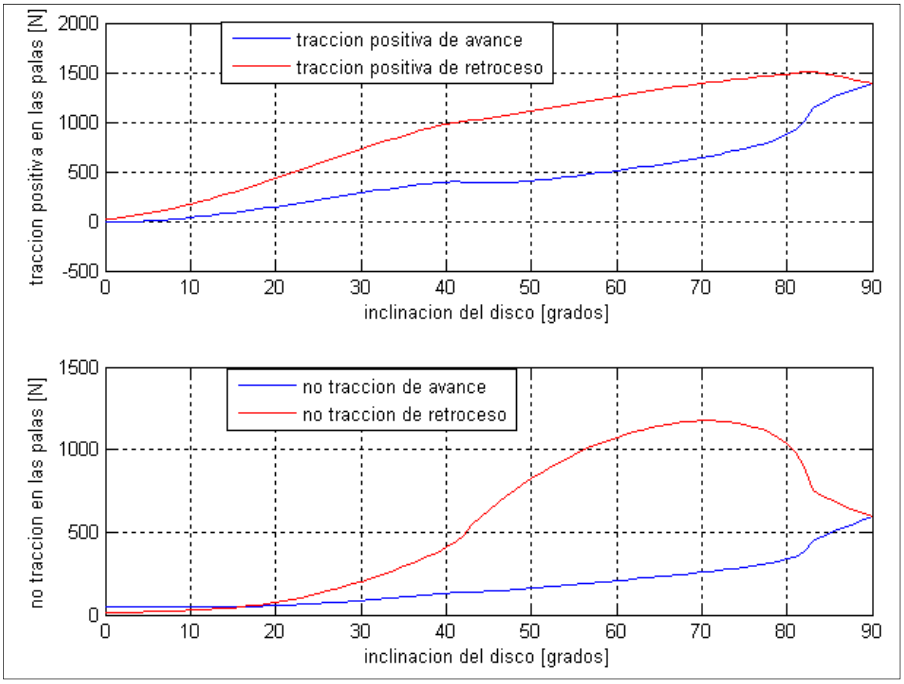


En esta curva se ve un comportamiento ascendente constante desde 0° hasta 40°, empezando con una velocidad de 40°/s hasta una velocidad de 160°/s, y desde ahí se ve un aumento abrupto hasta un pico a un ángulo de 58° con una velocidad de batimiento de 250°/s, lo que nos indica que a medida que aumentamos el ángulo de inclinación del disco, la disimetría en las fuerzas de thrust de las palas aumentara cada vez mas hasta este punto, y luego desciende rápidamente hasta una velocidad de 0°/s a un ángulo de 90°, debido a que bajo estas condiciones de inclinación del rotor ya no existe componente de la velocidad de desplazamiento que cause una disimetría del thrust y que esta se deba corregir mediante el uso del eje libre de batimiento, como sucede con las hélices de los motores donde la entrada de flujo de aire es de forma axial.

Ya que se ha visto el comportamiento del thrust de las palas y se ha cumplido la condición de simetría de fuerzas en ambas palas usando el eje libre de batimiento, se explicaran el resto de las fuerzas, como la de tracción positiva y no tracción de las palas que estimularan el torque del rotor. En la figura 58,se ven las dos palas representadas mediante dos curvas que tienen distintos comportamientos desde 0º hasta 90º, pero siempre la línea de color roja correspondiente a la pala que se encuentra en retroceso tiene una mayor fuerza, por lo que esta pala se perfila como

la más critica dentro del rotor y se deberá asumir que será de acuerdo a las fuerzas en esta que se realizara el diseño estructural de todo el sistema rotor cuando se estén diseñando componentes repetidos de forma simétrica, mientras que se sumaran las dos fuerzas de ambas palas para el diseño de componentes únicos como el HUB o la cabeza del rotor. En esta imagen se ve que la fuerza de tracción positiva a simple vista es mayor a la fuerza de no tracción, por lo que se asume que el rotor siempre girará de forma constante o se acelerará, y esto se debe a que cuanto más se incline, mas actuara como un molino de viento, y este tipo de rotores bajo unas condiciones de velocidades tan altas como 100 Km/h, como se asumió al principio del capítulo, tendrán un valor de rotación muy elevado.

Figura 58. Comportamiento de la Tracción y la no Tracción en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor

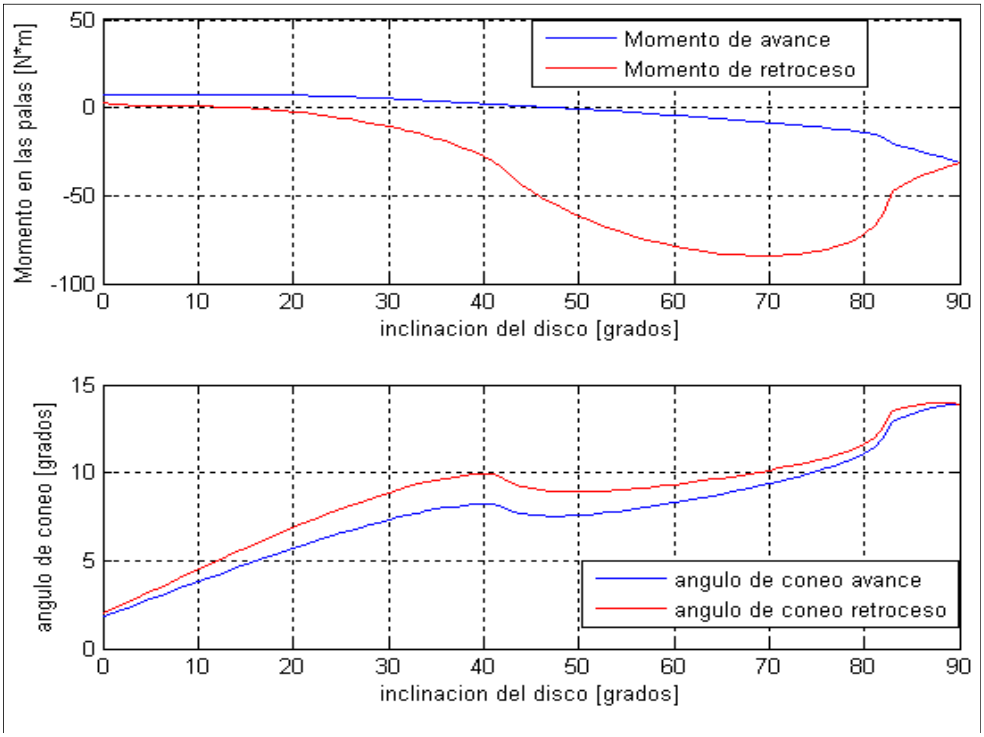


Las siguientes graficas se presentaran en el mismo orden que fueron dispuestas en el capitulo anterior con el fin de que sea más fácil hacer una comparación entre un modelo de autorrotación en donde el thrust de ambas palas es distinto, y un modelo de autorrotación ideal en donde la sustentación de ambas palas es igual.

En la figura 59, se presentará el comportamiento del momento aerodinámico de las palas y el ángulo de coneo debido a las fuerzas de thrust y la fuerza centrifuga. En esta nueva imagen, el momento de la pala en retroceso alcanza un valor negativo mucho mayor, por lo que el sistema de cambio de paso deberá ejercer una mayor fuerza, ya que se ha incrementado en más del doble el momento, en donde antes a 70º tenía un valor de -30 N*m, hasta un momento de -80 N*m, mientras que la pala en avance no ha cambiado realmente el momento que ejerce al sistema de sujeción entre la pala y el HUB.

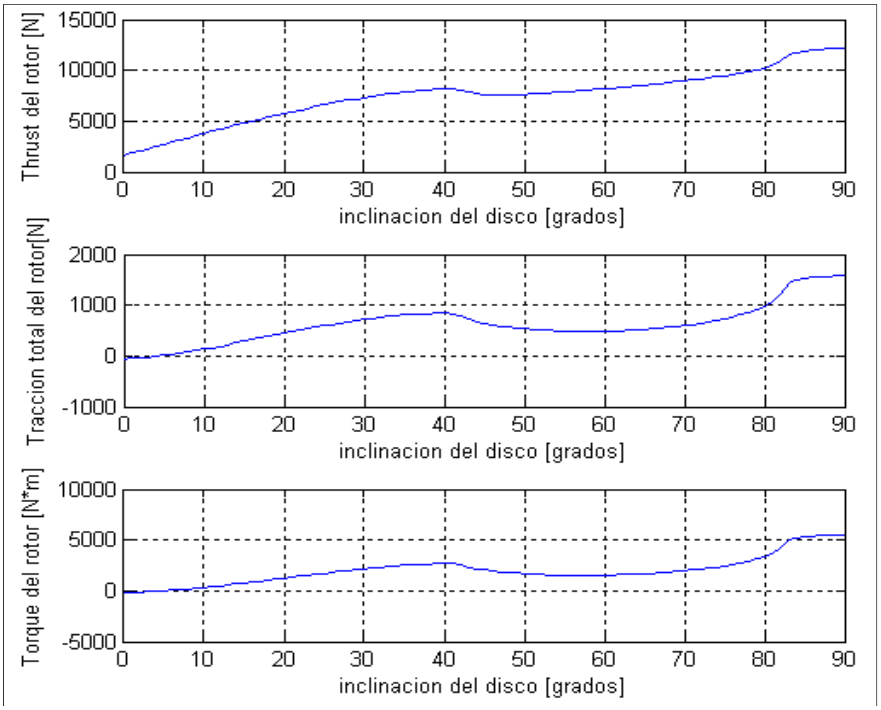
Además en la grafica correspondiente al ángulo de coneo se ve un gran cambio, ya que ahora la diferencia entre el ángulo de coneo de una pala y la otra se ha disminuido fuertemente, presentando una diferencia máxima de 2º, mientras que en el caso anterior se veían diferencias de hasta 6º, lo que no concuerda con la realidad que se ve en el vuelo de las aeronaves de ala rotatoria.

Figura 59. Comportamiento del momento aerodinámico y el ángulo de coneo en ambas palas del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor.



A continuación en la figura 60, se presentan las graficas de thrust, tracción y torque del rotor, en donde todas presentan un comportamiento ascendente, pero no constante, sino con un descenso a 40º y luego una forma de 'U' hasta un ángulo de 82º, para nuevamente tener un ascenso constante hasta los 90º. Esto se debe al comportamiento con forma de burbuja que se vio en las anteriores graficas para la curva correspondiente a la pala en retroceso, que en este rango de ángulos de inclinación presentaba un cambio abrupto en el comportamiento de sus fuerzas. Sin embargo todas las grafica de thrust, tracción y torque tienen el mismo valor a 0º y 90º, que se vio en el capitulo anterior en la figura 52, pero en esta ocasión con un ascenso menos pronunciado hasta los 40º y con el descenso que se acabó de explicar que termina formando una 'U'.

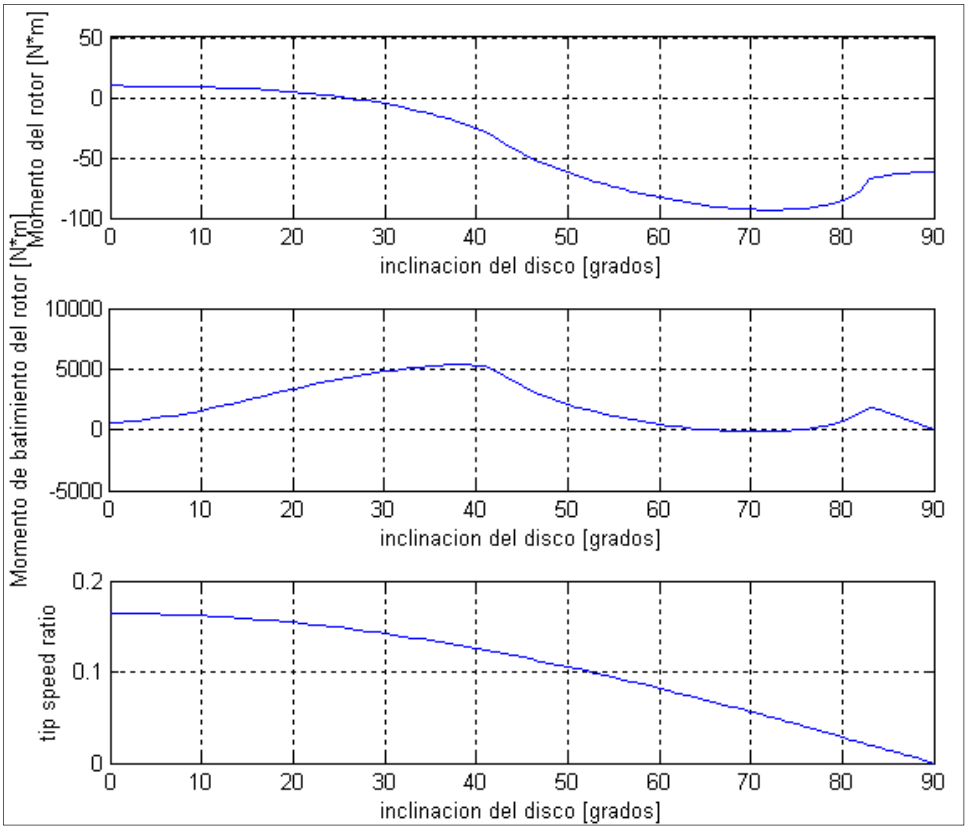
Figura 60. Comportamiento del Thrust, Tracción y Torque total del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor.



Ahora en las graficas de momento y batimiento del rotor que se ven en la figura 61, se vuelven a tener los mismos valores en los extremos de la grafica, pero en esta ocasión el momento tiene un pico negativo mayor al del anterior capitulo debido a la 'U' que se genera en la región de la grafica entre 40º y 82º. Sin embargo el momento de batimiento del rotor ha cambiado por completo su comportamiento, ya que como se vio en la figura 53 del capítulo anterior, este tenía un comportamiento negativo, indicando que la pala en retroceso debería descender aumentando su ángulo de ataque como se hizo en el planteamiento de la hipótesis de este capítulo, pero ahora en esta grafica como ya se ha incluido ese batimiento, el comportamiento es positivo, indicando que ahora la pala en retroceso que se encuentra haciendo un descenso, ejercerá un momento que la hará ascender para recuperar su posición original de acuerdo al plano de rotación para que al momento en que las palas se encuentren con la cuerda perpendicular a la velocidad de desplazamiento, en donde no hay disimetría debido a la velocidad, estas tengan la misma posición neutra con respecto al plano de rotación.

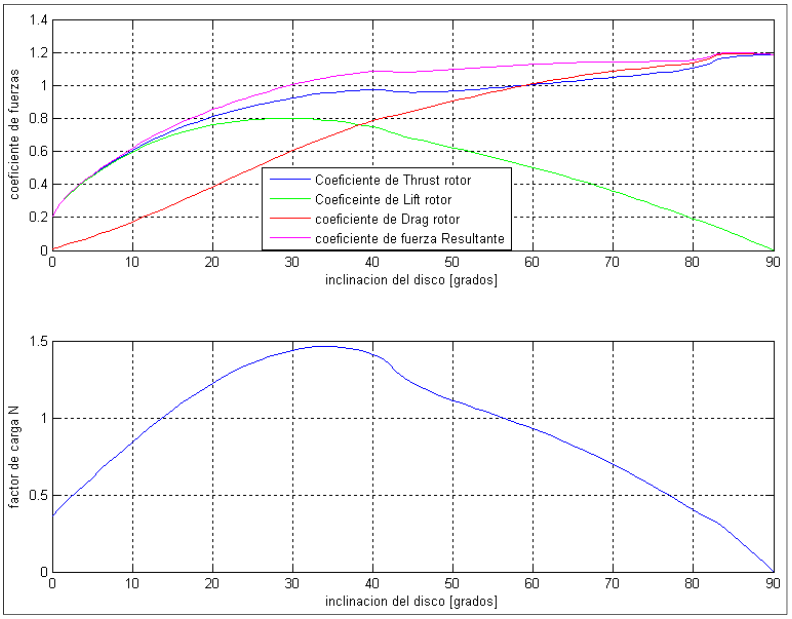
La ultima parte de esta imagen muestra el comportamiento de la relación de velocidades en la punta de la pala, y esta no presenta ningún cambio, debido a que esta relación no se ve afectada por el batimiento, ya que solo se tiene en cuenta la velocidad de desplazamiento de la punta de las palas en el sentido paralelo al desplazamiento de la aeronave, por lo que la velocidad vertical que agrega el batimiento no influye aquí.

Figura 61. Comportamiento del Momento, Momento de batimiento y Tip speed ratio del rotor desde 0º hasta 90º de inclinación del rotor



En el comportamiento de los coeficientes de fuerzas del rotor y el factor de carga se han presentado algunos cambios como se puede ver en la figura 62, donde ahora los coeficientes de thrust y resultante tienen el mismo comportamiento del thrust con una burbuja en forma de 'U'. El factor de carga ahora ha disminuido el ángulo en el que alcanza su pico de 40º a 35º, y el valor del pico ha caído de 1.7 a 1.48 como se puede ver en la figura 54 del anterior capitulo.

Figura 62. Comportamiento del factor de carga y los coeficientes de Thrust, Lift, Drag y fuerza resultante del rotor

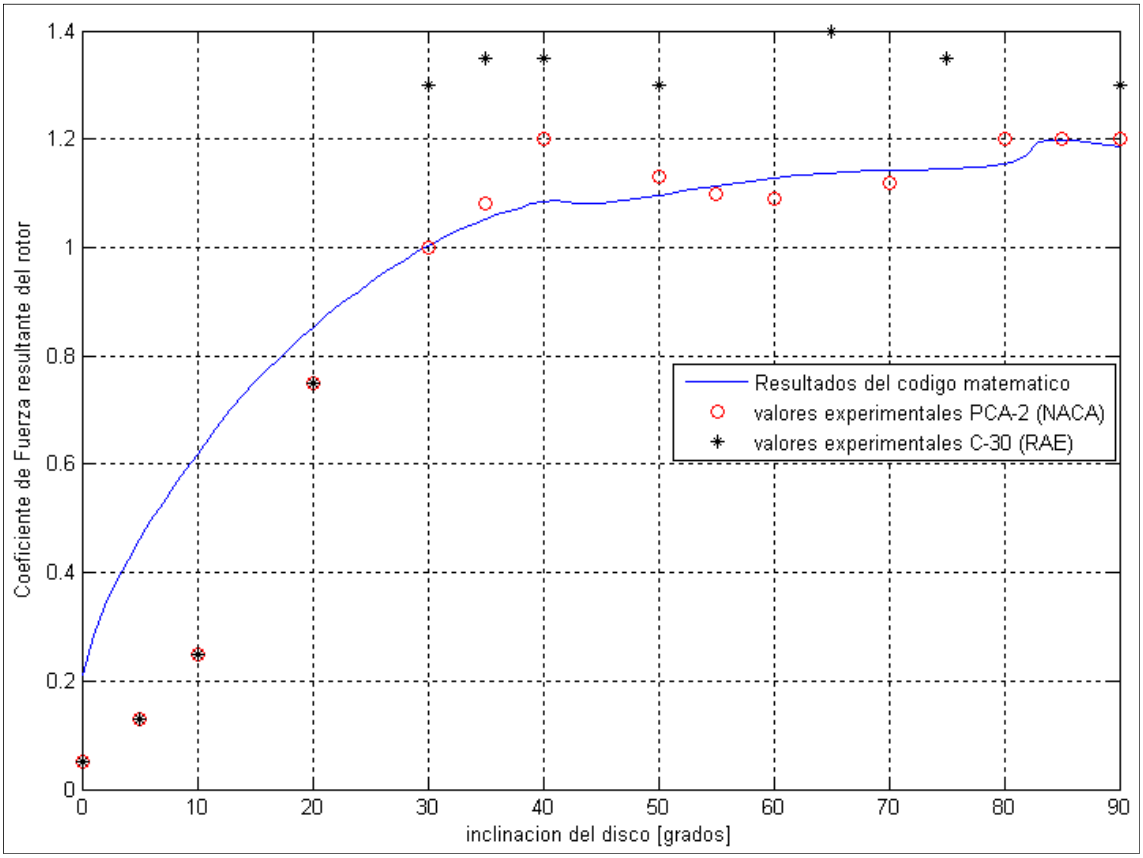


Ahora se realizará la comparación entre el coeficiente de thrust obtenido de acuerdo a los cálculos aerodinámicos obtenidos con la hipótesis planteada en este capítulo y la distribución de puntos encontrada en los resultados experimentales de túneles de viento de agencias aeronáuticas como NACA y RAE, para lo que se deberá ver la figura 63. En esta imagen se puede ver el comportamiento del coeficiente de fuerza resultante del rotor según el código desarrollado representado por una línea azul, mientras que los datos de túneles de viento que tienen datos experimentales estarán representados mediante puntos discretos. Los datos experimentales presentados en la grafica corresponden a las pruebas realizadas por la NACA y la RAE con dos distintos autogiros, y se puede ver que estos tienen un comportamiento muy similar en ángulos de inclinación del rotor hasta de 20º, pero después el autogiro C-30 presenta un mayor coeficiente de fuerza resultante, aunque teniendo aun un comportamiento muy parecido al del otro autogiro.

En esta grafica se puede ver una gran similitud entre los datos obtenidos con el modelo matemático propuesto y los datos experimentales, constituyendo esta una gran prueba para la validación del análisis desarrollado. Sin embargo se ve que los datos teóricos tienen un valor mayor al de los datos experimentales cuando el ángulo de inclinación del rotor se encuentra entre 0º y 20º, y esto se puede deber a que en el desarrollo de este código matemático, no se tuvo en cuenta la disminución de la velocidad de rotación de las palas debido al torque negativo del rotor, por lo que se entiende que los resultados no serán los mismos, y se debería utilizar otro condicional en el código matemático para hacer que el torque total del rotor sea igual a cero, además de cumplir con la condición de simetría en el thrust de las palas, para poder lograr así un vuelo recto y nivelado. Sin embargo este código se volvería

demasiado complejo, por lo que se omitirá este condicional, pero se deberá analizar la relación entre el ángulo de inclinación del rotor, el thrust de las palas y el torque del rotor, para poder establecer bajo qué circunstancias el vuelo de la aeronave no es posible.

Figura 63. Comparación entre el comportamiento del coeficiente de fuerza resultante obtenida a partir de los cálculos aerodinámicos realizados y los datos experimentales



4.2.10 Comparación entre los datos iniciales y los resultados actuales de aerodinámica para un caso puntual.

A continuación se mostraran en la tabla 9, los resultados obtenidos en el inicio de los cálculos aerodinámicos y los nuevos resultados obtenidos a partir de la hipótesis planteada en el capitulo anterior, con lo que se podrá hacer una comparación entre estos y ver cuáles fueron los datos que sufrieron cambios y cuáles no.

En la parte inicial de la tabla, y la más obvia, se ve que el thrust de las palas ha cambiado para tener el mismo valor en ambas para el caso de los nuevos

resultados. Después se puede ver que el valor de la tracción positiva de la pala en avance ha disminuido fuertemente, y ahora la pala que más aporta tracción es la pala que se encuentra en retroceso. La fuerza centrifuga y su centroide han permanecido constante, ya que estos no dependen de la velocidad vertical de los elementos de pala. El ángulo de coneo ha disminuido para la pala en avance y ha aumentado para la pala en retroceso, teniendo una diferencia de tan solo 0.5°, cuando antes era de 3°. Los momentos aerodinámicos han permanecido prácticamente inalterados, siendo el único que ha cambiado el momento de batimiento de las palas, que ha cambiado de magnitud como se explico en el capitulo anterior. Todos los valores se pueden evaluar rápidamente de acuerdo al porcentaje de error, como se ve en la última columna de esta tabla, en donde los valores positivos significan que el valor inicial estaba por encima del valor corregido, los valores negativos significan que los valores iniciales estaban por debajo de los valores corregido, y los valores que están por encima de 100, significa que el error está en un valor inicial más de dos veces el valor corregido que se obtuvo en los cálculos finales.

Tabla 9. Comparación entre los resultados obtenidos con batimiento y sin batimiento de las palas

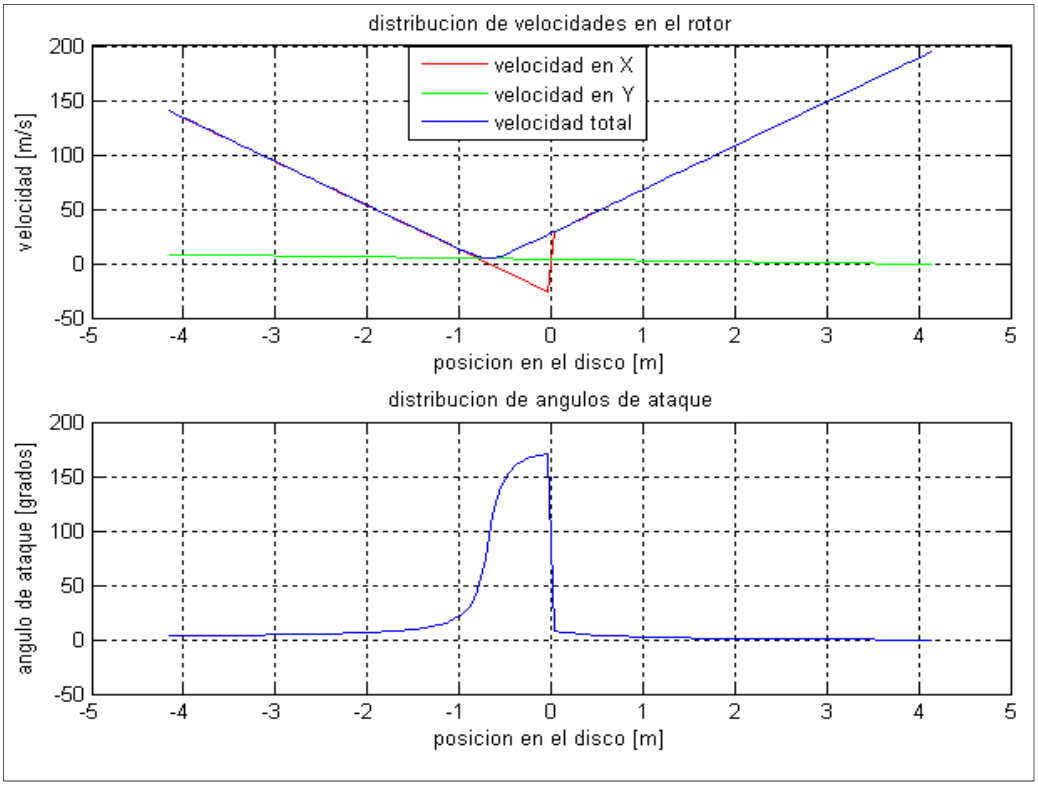
Ítem	Posición de la pala	Valor inicial	Valor Corregido	Porcentaje de error (%)
Trust total en cada pala [newton]	avance	2645	1676	57.81
	retroceso	1131.8	1677	-32.51
Tracción positiva en cada pala [newton]	avance	81.55	20.43	299.03
	retroceso	47.16	128.1	-63.18
No tracción total en cada pala [newton]	avance	45.53	45.04	1.08
	retroceso	14.61	22.59	-35.32
fuerza centrifuga total en cada pala [N]	avance	27307.8	27307.8	0
	retroceso	27307.8	27307.8	0
Centroide de Trust en cada pala [metros]	avance	2.87	2.73	5.33
	retroceso	3.13	3.18	-1.63
Centroide de no tracción en cada pala [metros]	avance	2.97	3.02	-1.75
	retroceso	3.85	3.52	9.20
Centroide de tracción en cada pala [metros]	avance	2.42	1.08	124.53
	retroceso	2.97	3.06	-2.93
Centroide de fuerza centrifuga en cada palas [metros]	avance	2.79	2.79	0
	retroceso	2.79	2.79	0

ángulo de coneo para las palas [grados]	avance	5.68	3.42	65.86
	retroceso	2.65	4	-33.56
Coeficiente de Thrust promedio	avance	0.41	0.30	33.59
	retroceso	0.64	0.79	-17.91
Coeficiente de tracción promedio	avance	0.015	0.007	116.35
	retroceso	0.034	0.054	-37.41
Thrust total del rotor [N]	3776.92		3353.64	12.62
tracción positiva del rotor [N]	128.71		148.62	-13.39
No tracción del rotor [N]	60.14		67.64	-11.07
Fuerza total de tracción del rotor [N]	68.57		80.98	-15.32
Coeficiente de Thrust del rotor promedio	0.53		0.54	-3.48
Coeficiente de tracción del rotor promedio	0.024		0.03	-19.7
Coeficiente de Lift del rotor	0.524		0.542	-3.4
Coeficiente de Drag total	0.125		0.135	-7.62
Coeficiente de Fuerza Resultante	0.538		0.559	-3.73
Torque en cada pala [N*m]	avance	62.68	-114.02	-154.97
	retroceso	84.15	313.53	-73.15
Torque del rotor (+acelera) [N*m]	146.83		199.51	-26.4
Momento de batimiento (+clockwise) [N*m]	-4060.52		769.12	-627.93
Momento total cada pala [N*m]	avance	7.71	7.704	0.07
	retroceso	1.17	1.04	12.66
Momento total del rotor [N*m]	8.88		8.74	1.57
Coeficiente de Momento rotor promedio	-0.037		-0.04	-7.76
Lift total del rotor [N]	3740.17		3321	12.62

Drag debido a las palas [N]	59.56	66.98	-11.08
Drag debido al Thrust [N]	525.64	466.73	12.62
Drag total del rotor [N]	585.2	533.71	9.64
Lift/Drag del rotor	6.39	6.22	2.71
Fuerza Resultante rotor [N]	3785.67	3363.61	12.54
Angulo de desfase R [º]	0.892	1.129	-20.9
Factor de carga	0.848	0.753	12.62
solidez del disco	0.03	0.03	0
Carga de potencia [kg/hp]	3.46	3.46	0
Carga discal [kg/m^2]	8.12	8.12	0
μ (tip speed ratio)	0.16	0.16	0

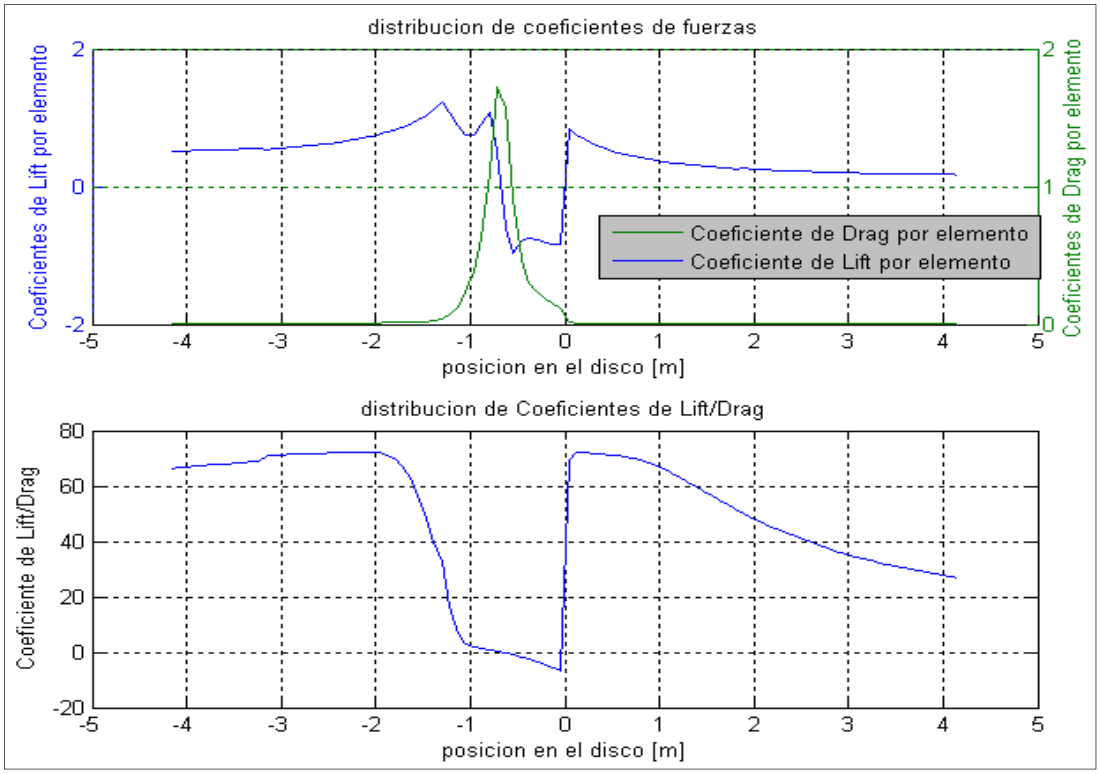
Revisando ahora las graficas de distribución a lo largo de las palas iniciaremos con las velocidades y ángulos, como se ve en la figura 64, donde la velocidad vertical en Y, tiene un valor máximo en el extremo de la pala en retroceso que se puede ver al lado izquierdo, debido a que esta parte es la que se encuentra más alejada del centro de rotación donde se encuentra el punto de batimiento, mientras que la punta de la pala derecha tiene el valor mínimo de velocidad vertical. El resto de las curvas tienen unos cambios muy pequeños que no son perceptibles a simple vista como para analizarlos aquí.

Figura 64. Distribución de velocidades y ángulos de ataque en los elementos de pala del rotor de un autogiro.



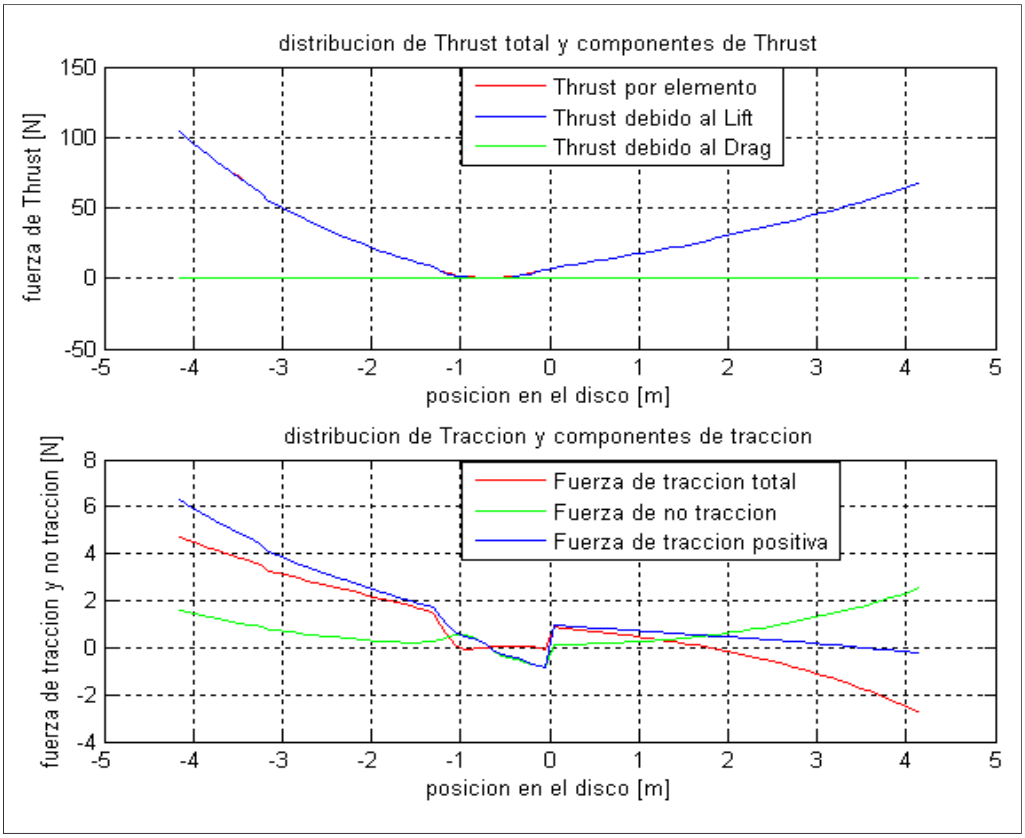
Por otro lado los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas no tienen un cambio en su comportamiento muy notorio, excepto cuando se analiza la curva de L/D de la figura 65, donde se ve del lado derecho correspondiente a la pala en avance, que ocurre un descenso más pronunciado que el que se presento en la figura 42 del capítulo 4.2.6.

Figura 65. Distribución de coeficientes de Lift, Drag y Lift/Drag en las palas del rotor de un autogiro.


distribucion de coeficientes de fuerzas
Coeficientes de Lift por elemento
Coeficientes de Drag por elemento
Coeficiente de Drag por elemento
Coeficiente de Lift por elemento
posicion en el disco [m]
distribucion de Coeficientes de Lift/Drag
Coeficiente de Lift/Drag
posicion en el disco [m]

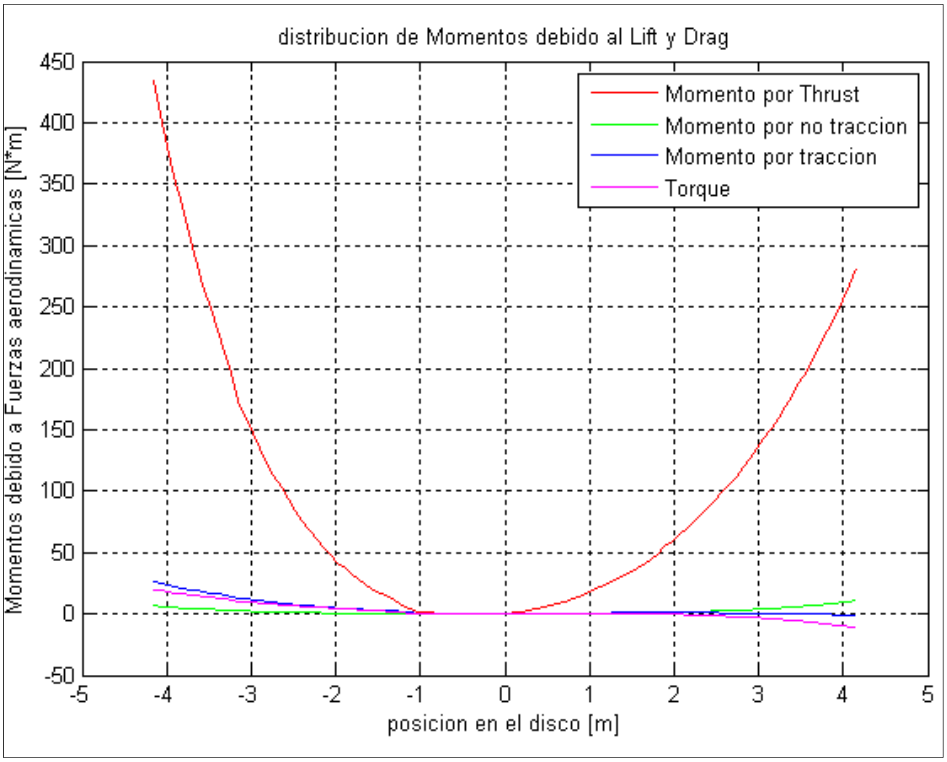
Sin embargo la distribución de fuerzas transformadas con respecto al plano de rotación, tienen grandes cambios como se ve en figura 66, en donde ahora el extremo de la pala en retroceso es la que tiene los valores máximos de thrust y tracción total, queriendo decir esto que aunque la velocidad en esta pala es menor que en la pala que se encuentra en avance, se ha aumentado su ángulo de ataque para lograr el incremento necesario en las fuerzas en esta pala para que el área bajo la curva del thrust sea igual al de la otra pala. En esta ocasión, la pala que se encuentra en retroceso también será la que estimule más la rotación, ya que la pala que está avanzando genera una tracción total negativa debido a que el ángulo de sus elementos de pala ha descendido para igualar las fuerzas de thrust, por lo que la magnitud de su fuerza de tracción se disminuyó.

Figura 66. Distribución de las fuerzas de Thrust, Tracción, y sus componentes


distribucion de Thrust total y componentes de Thrust
Thrust por elemento
Thrust debido al Lift
Thrust debido al Drag
fuerza de Thrust [N]
posicion en el disco [m]
distribucion de Traccion y componentes de traccion
Fuerza de traccion total
Fuerza de no traccion
Fuerza de traccion positiva
fuerza de traccion y no traccion [N]
posicion en el disco [m]

Las distribuciones de fuerzas de Lift, Drag, Momento y coeficiente de momento no han sufrido grandes cambios, por lo que se decidió no incluirlas dentro de la comparación que se está desarrollando en este capítulo, sin embargo los momentos que estas fuerzas producen debido al brazo de palanca que separa el centroide de estas fuerzas y el centro de rotación si se analizará a continuación en la figura 67. Bajo las condiciones en que se realizaron estos cálculos, el momento debido al thrust de la pala en retroceso ahora es mayor al de la pala en avance, por lo que se explica que ahora el momento de batimiento tenga un sentido contrario. También se ve que el torque ahora tiene un punto máximo en la punta de la pala en retroceso, mientras que el valor mínimo se encuentra en la pala de avance.

Figura 67. Distribución de momentos en las palas del rotor debidos a las fuerzas aerodinámicas.

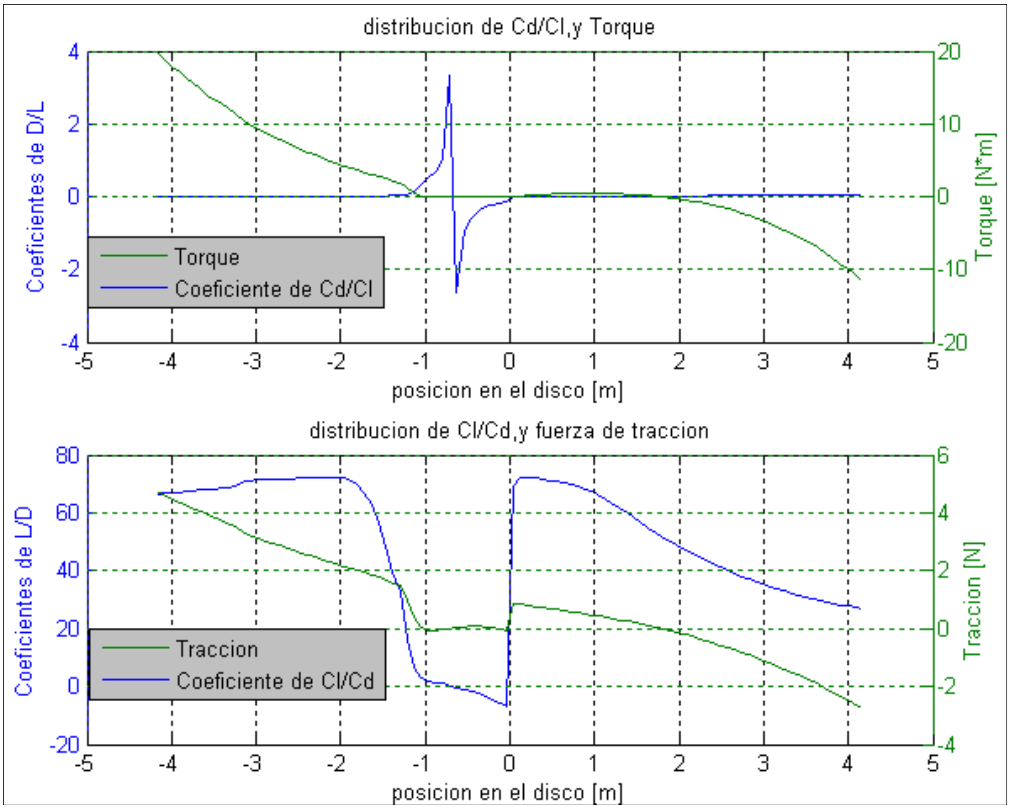


Ahora realizaremos una comparación de la distribución del torque y la tracción del rotor, que son las fuerzas que permiten al autorrotación, por lo que presentaran en la figura 68 las distribuciones de estas fuerzas, comparadas con las relaciones de L/D y D/L. En esta imagen se ve ahora un cambio considerable con respecto a la distribución del torque que se presento en el capitulo 4.2.6, en la figura 46, en donde ambas palas del rotor aportaban al torque de este, mientras que en este caso es prácticamente solo la pala que se encuentra en retroceso, la que ejerce el torque sobre el rotor, debido a que esta es la que tiene los ángulos de ataque más elevados de los elementos de pala, y además su relación de L/D es mayor en una región desde la mitad de su longitud hasta la punta, que es la región que mayor velocidad tiene y por ende en la que se manifestará más claramente el efecto de tener una alta relación de L/D.

En la primera parte de la grafica, existe una curva de color azul correspondiente a la distribución de D/L de los elementos de pala en el rotor, y se puede ver que tiene un pico máximo positivo seguido de un pico negativo en la región de la pala que se encuentra en retroceso. Normalmente estamos acostumbrados a decir que el Drag siempre es positivo, pero en estas condiciones, la pala está girando hacia un lado, de forma tal que el perfil está apuntando con el borde de ataque hacia donde esta pala está girando, pero la velocidad de rotación en la zona critica de la grafica es tan

baja, que es mas predominante la velocidad de desplazamiento del autogiro, por lo que el aire entra desde el borde de fuga del perfil y sale por el borde de ataque, y existe un coeficiente de Drag y por ende una fuerza de Drag determinado de forma positiva para esa zona, pero si hacemos el análisis de forma detallada, esa fuerza de Drag está apuntando en el mismo sentido que está girando la pala, y no en sentido contrario como en el caso de un ala fija, por lo que la fuerza de Drag en esta condición realmente estará haciendo una fuerza de empuje sobre la pala, y no de arrastre como lo hace normalmente, por lo que en convención de signos el arrastre sería negativo.

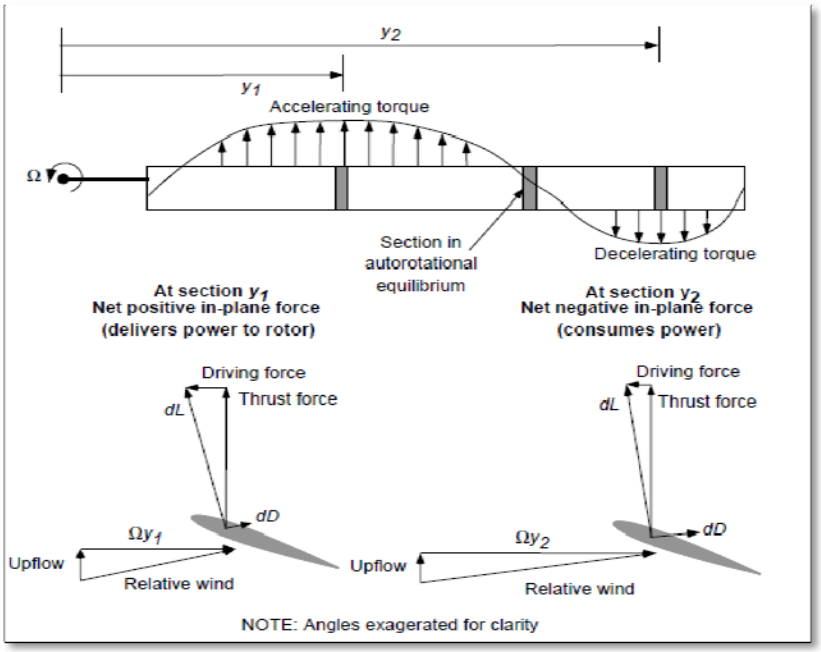
Figura 68. Comparación entre la distribución del coeficiente de Lift/Drag y la tracción o el torque



Realizando ahora una comparación entre la figura 68 y la figura 69, se puede ver que realmente el torque en el modelo propuesto, no tiene la misma distribución que el de la representación de fuerzas que se ve en el dibujo superior de la figura 69. Esta distribución es parecida al de la fuerza de tracción en la pala de avance, pero el torque no es igual, ya que el brazo de palanca tan pequeño que existe, no es capaz de generar suficiente torque, por lo que parece este estar casi en cero en esa zona. Además esta representación solo es válida para la pala que se encuentra en avance para el caso de la tracción, ya que la pala que se encuentra en retroceso, es la que realmente está aportando torque al rotor, como se puede ver en las curvas de color verde de ambas graficas. Esto se debe a que esta distribución del torque o fuerza

de tracción es válida solo para el caso de un descenso vertical en autorrotación de helicópteros.

Figura 69. Distribución del torque en las palas de un helicóptero en estado de autorrotación vertical



Fuente: LEISHMAN, J Gordon; Development of the Autogyro.

4.2.11 Variación de los parámetros de aerodinámica y performance con relación a la velocidad de avance y rotación del autogiro.

Visto que los cálculos aerodinámicos realizados anteriormente se pudieron validar con la comparación con algunos datos experimentales y que se obtuvieron comportamientos similares, se decidió ahora realizar un nuevo código de programación que trabajará con matrices multidimensionales, que realizarán variaciones no solo en la posición de los elementos de pala, sino también en la magnitud de la velocidad de avance de la aeronave y la velocidad de rotación del rotor. De acuerdo al anterior planteamiento se tuvieron que escribir las ecuaciones que determinarían las velocidades de desplazamiento y rotación a las que se evaluarían estos parámetros, partiendo de una velocidad inicial , una velocidad final y un número de velocidades . Las ecuaciones [52] y [54] que describen los puntos de análisis de velocidad de desplazamiento y velocidad de rotación necesitan de unos vectores de construcción previos de la forma en que están escritos y en las ecuaciones [51] y [53]. Además a las ecuaciones se les debe realizar una conversión de unidades a sistema

internacional para que se puedan usar de forma más fácil, por lo que se divide la velocidad en Km/h entre 3.6 para que quede en m/s, y la velocidad de rotación en revoluciones por minuto se multiplica por 2π y se divide entre 60 para que quede en rad/s.

$$vel = 1{:}\, n_{vel} + 1 \quad [51]$$

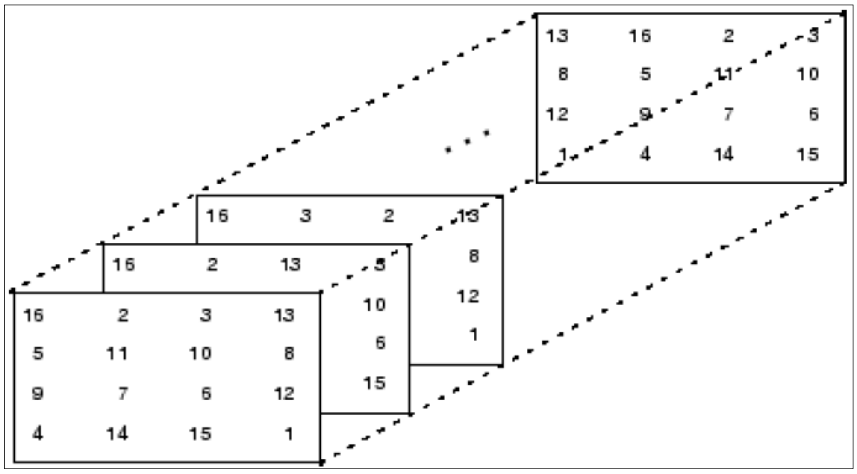
$$V_{\infty(vel)} = \frac{V_i}{3.6} + \frac{\left[\frac{V_f - V_i}{3.6}\right]}{n_{vel}} * (vel - 1) \quad [52]$$

$$rev = 1{:}\, n_{rev} + 1 \quad [53]$$

$$\Omega_{(rev)} = RPM_i * \frac{2\pi}{60} + \frac{\left[(RPM_f - RPM_i) * \frac{2\pi}{60}\right]}{n_{rev}} * (rev - 1) \quad [54]$$

Con la combinación de estas matrices, y la matriz de posiciones en el rotor (Z), que se explico en el capitulo 4.2.5, se tendrá una matriz de forma cubica, en donde las columnas corresponden a posiciones del rotor, las filas a velocidades de rotación y los planos a velocidades de desplazamiento. Estos conceptos se pueden entender de forma más fácil observando la figura 70 en donde se ve la construcción de matrices multidimensionales.

Figura 70. Representación de matrices multidimensionales



Fuente: MATLAB 7, Getting Started Guide.

Para este nuevo análisis se utilizaron los mismos parámetros de entrada que se mostraron en el capítulo 4.2.6 en la tabla 2, pero en este caso, la velocidad mínima fue de 0 Km/h, la máxima de 250 Km/h, el numero de velocidades 20, la velocidad de rotación mínima de 50 rpm's, la máxima de 650 rpm's, y el numero de

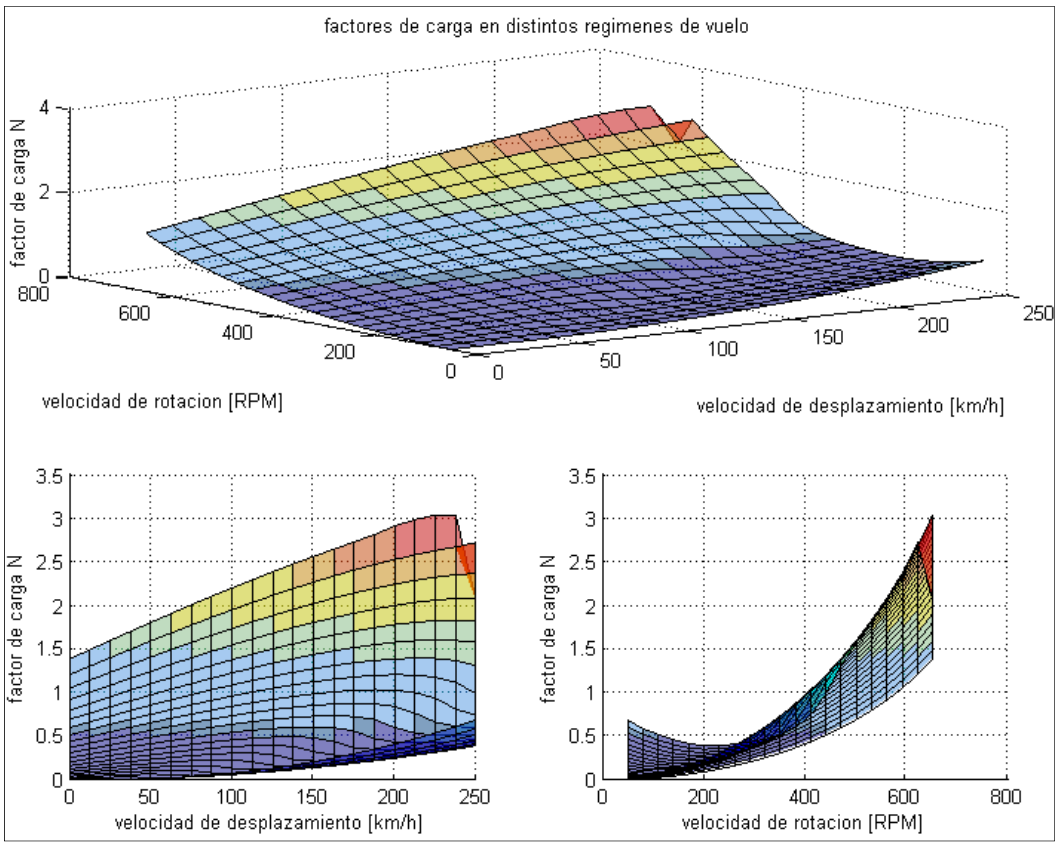
velocidades de rotación fue 20. Inicialmente se evaluará la variación del factor de carga en función de la velocidad de desplazamiento y la velocidad de rotación, por lo que se obtendrá una superficie con valores en el eje X correspondientes a la velocidad de desplazamiento, en el eje Y velocidades de rotación y en el eje Z factores de carga. Estas superficies tridimensionales no son fáciles de explicar a simple vista, por lo que se utilizaran vistas en planos bidimensionales para explicar de forma más fácil el comportamiento del factor de carga, de modo tal que en dos planos se pueda explicar este en función de una sola variable en un eje horizontal, y se tengan además dentro de la grafica unas líneas isométricas que representen la otra variable que queda por fuera de los planos como se ve en la figura 71.

En la parte inferior izquierda de la grafica se puede ver una grafica de comportamiento del factor de carga en función de la velocidad de desplazamiento con líneas isométricas de velocidades de rotación. En esta grafica se puede ver que las líneas isométricas correspondientes a la velocidad de rotación aumentan el factor de carga a medida que aumenta la velocidad de rotación, mientras que los valores de la velocidad de desplazamiento aumentan el factor de carga hasta cierta velocidad y luego este decae súbitamente para los valores más bajos de la velocidad de rotación. Esto quiere decir que a medida que queramos volar más rápido con el autogiro se necesitara aumentar la velocidad de rotación para mantener un vuelo recto y nivelado, de lo contrario este descenderá, pero como en estas aeronaves no se puede aumentar manualmente la velocidad de rotación, esta se deberá controlar con la inclinación del rotor como se vio en el capitulo 4.2.5.8 en la figura 59,donde se ve que a medida que se aumenta la inclinación, se aumenta el torque, pero esta inclinación también aumenta el Drag total del rotor, por lo que se disminuirá la velocidad de avance del autogiro; es por esta razón que los autogiros tienen un límite de velocidad máxima tan bajo.

Además si la velocidad de desplazamiento fuera muy elevada, y la velocidad de rotación alrededor de 650 rpm's como se ve en la grafica, se presentaría una disminución súbita del factor de carga debido a la posible aparición de ondas de choque en las puntas de las palas en un escenario irreal, ya que la transición de flujo subsónico compresible a supersónico, necesita de mucha energía, y como en este caso la única fuerza estimulante de la rotación de las palas es el mismo aire, no sería posible vencer la barrera de la velocidad del sonido, ya que el aumento del Drag debido a la cercanía de la velocidad de los elementos de pala a la del sonido, causaría que el rotor se desacelerará. Ahora en la parte inferior derecha de la grafica vemos la variación del factor de carga con respecto a un eje horizontal de velocidades de rotación, en donde se ve un incremento del factor de carga con relación a esta, pero para unos valores de bajas velocidades de rotación este presenta un comportamiento en forma de 'U', cuando la velocidad de desplazamiento es muy elevada, por lo que se entiende que cuando el valor de la relación de velocidades en las puntas *"μ"*, tenga un valor elevado, entonces también se podrá tener un elevado factor de carga, siendo esto comprobado con la imagen del lado izquierdo que tiene también un aumento del factor de carga a altas

velocidades de desplazamiento y bajas velocidades de rotación. Hasta ahora el máximo factor de carga que se consiguió fue de 3 para ciertas condiciones de vuelo, pero más adelante se estudiará si es posible aumentarlo de acuerdo al ángulo de incidencia de las palas que se controlara con un diseño de paso variable.

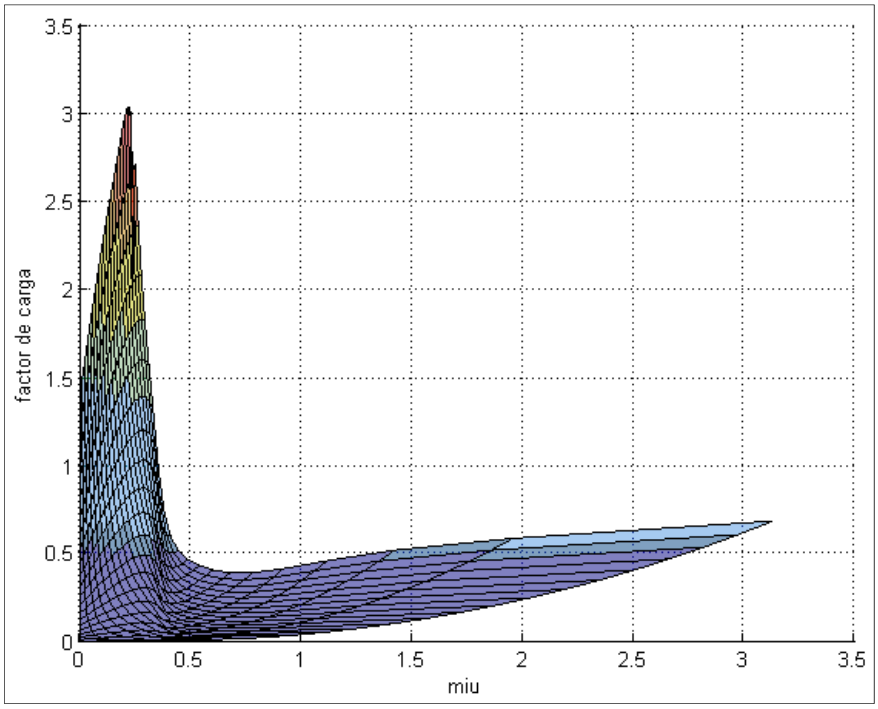
Figura 71. Variación del factor de carga del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas


factores de carga en distintos regimenes de vuelo
factor de carga N
velocidad de rotacion [RPM]
velocidad de desplazamiento [km/h]
factor de carga N
velocidad de desplazamiento [km/h]
factor de carga N
velocidad de rotacion [RPM]

De acuerdo a la explicación anterior, se mostrara ahora una grafica en la que aparezca la relación entre el factor de carga y la relación de velocidades en las puntas de las palas *"μ"* como se ve en la figura 72. Aquí se puede ver que el comportamiento del factor de carga tiene un pico máximo para un valor de μ de 0.25, y luego decae rápidamente hasta 0.5 a un valor de μ también de 0.5, y de ahí en adelante empieza a tener un incremento lento del factor de carga que llega hasta 0.7 para una valor de 3.1 de μ. Esta grafica nos muestra también la zona en la que habitualmente vuelan los autogiros, que se encuentra entre 0 y 0.5 μ, ya que una velocidad mayor disminuye rápidamente el factor de carga, produciendo un descenso de la aeronave, por lo que el límite de velocidad en los autogiros no está realmente dado por resistencia de materiales o vibraciones hasta donde se puede ver por ahora, sino que está dado por una pérdida de la sustentación de la aeronave, que concuerda con la teoría expuesta desde el principio de la investigación, que

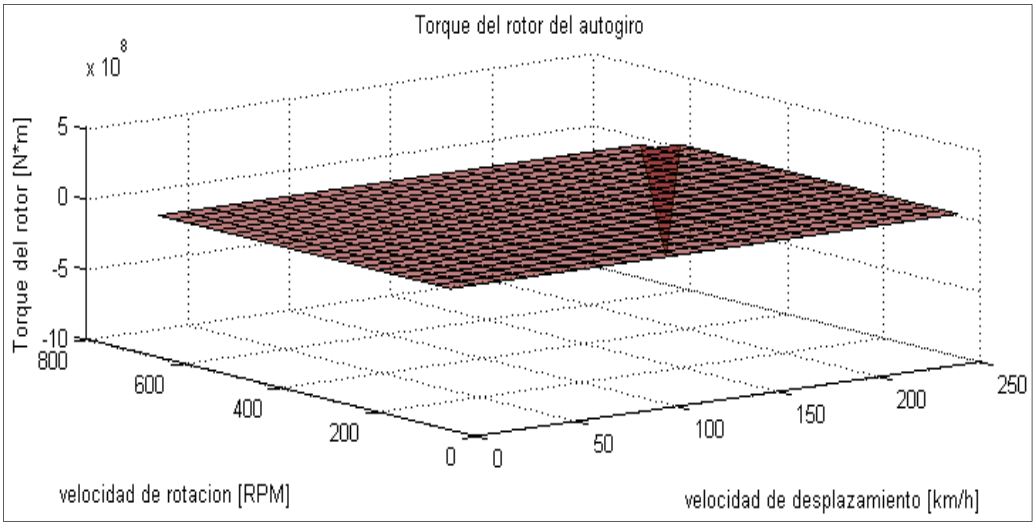
establece que las aeronaves de ala rotatoria no suelen entrar en perdida a bajas velocidades, sino a altas velocidades.

Figura 72. Variación del factor de carga del rotor en función de la relación de velocidades en la punta de la pala (μ).



La relación entre el torque del rotor que permite que la rotación se mantenga para propiciar el vuelo de la aeronave y las velocidades de desplazamiento y rotación, se puede ver en la figura 73. En esta imagen se ve un plano recto correspondiente al torque, con un pico negativo para el caso de la máxima velocidad de desplazamiento y máxima velocidad de rotación, queriendo decir esto que cuando se presentó la onda de choque en las palas del rotor debido a la transición de flujo subsónico a supersónico, el rotor fue frenado de forma violenta. Sin embargo este es un escenario solo hipotético, ya que el vuelo de un autogiro en condiciones subsónicas de alta compresibilidad o transónicas, no es posible de acuerdo a lo explicado en el inicio de este capítulo. Debido a que se presentó esta inconsistencia en la grafica, no es posible realizar una comparación objetiva en el resto de las condiciones de vuelo, por lo que se debió ejecutar nuevamente el programa aerodinámico disminuyendo la velocidad de rotación máxima a 600 rpm’s, consiguiendo una nueva grafica de comportamiento del torque como se ve en la figura 74.

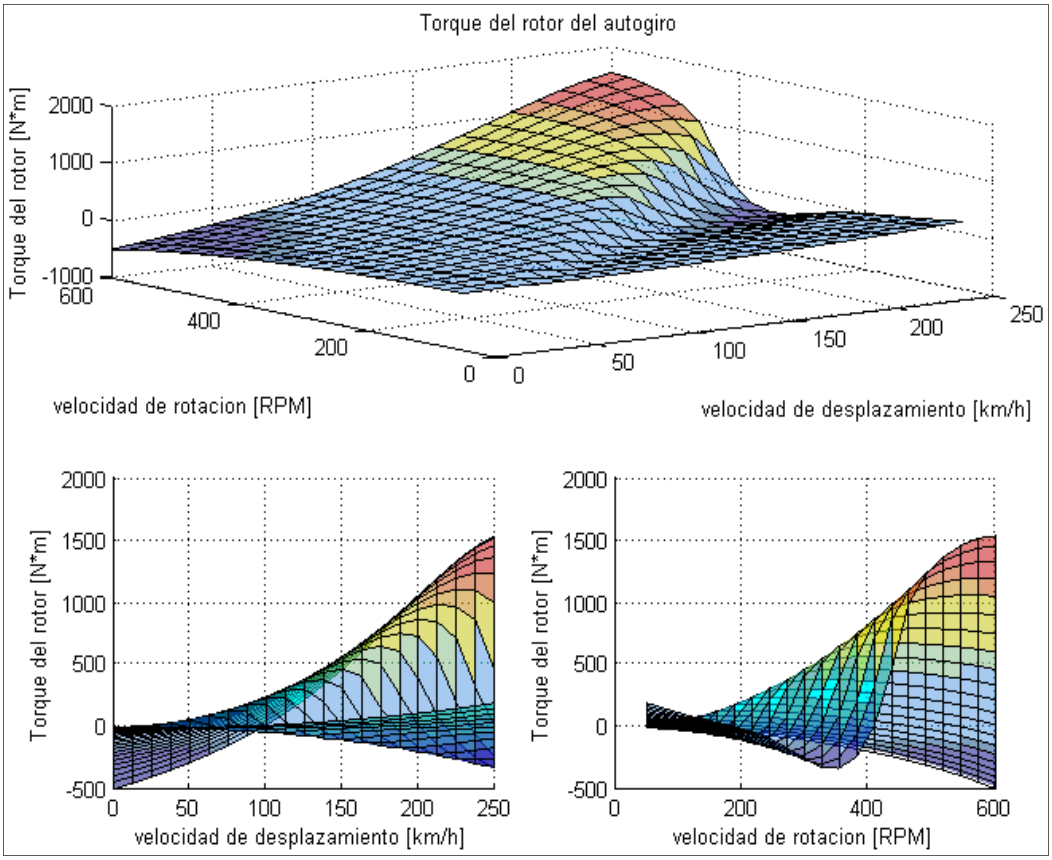
Figura 73. Variación del torque del rotor en función velocidad de desplazamiento y rotación del autogiro.



En la nueva grafica que se obtuvo para el torque con los parámetros de entrada modificados, se ve un comportamiento que puede ser descrito con más claridad. En la grafica del lado inferior derecho, se puede ver que para bajas velocidades de desplazamiento, a medida que se aumente la velocidad de rotación, el torque disminuirá, queriendo decir que este no es capaz de mantener la rotación de las palas sin aumentar la velocidad de desplazamiento de la aeronave, por lo que se concluye que el torque es directamente dependiente de la velocidad de desplazamiento. Sin embargo para altas velocidades de desplazamiento, cuando se aumenta la velocidad de rotación desde bajas rpm's, se produce una disminución en el torque y luego de nuevo un aumento, describiendo un comportamiento parabólico o en 'U'.

De acuerdo a esta grafica se podría decir que a medida que se aumente la velocidad de desplazamiento de nuestra aeronave, entonces aumentará el torque y por ende la velocidad de rotación, pero esto no es del todo cierto, ya que la autorrotación se caracteriza por tener un torque igual a cero, queriendo decir esto que bajo condiciones de vuelo estable de la aeronave, no se deberá aumentar la velocidad de rotación, por lo que se puede concluir que hace falta realizar algunas correcciones en la descripción de las ecuaciones aerodinámicas, sobre todo con referencia al Drag, ya que será esta fuerza la encargada de hacer que el torque sea igual a cero. Este error se debe a que no existen textos o documentos serios que expliquen de acuerdo a un análisis de elementos de pala como el que se hizo en este documento, como se ve afectado el coeficiente de Drag de los elementos debido a un Drag inducido, a un efecto rotacional, a vórtices en las puntas de las palas, a la interferencia entre una pala y la otra, a los vórtices planos que aparecen en los rotores, etc.

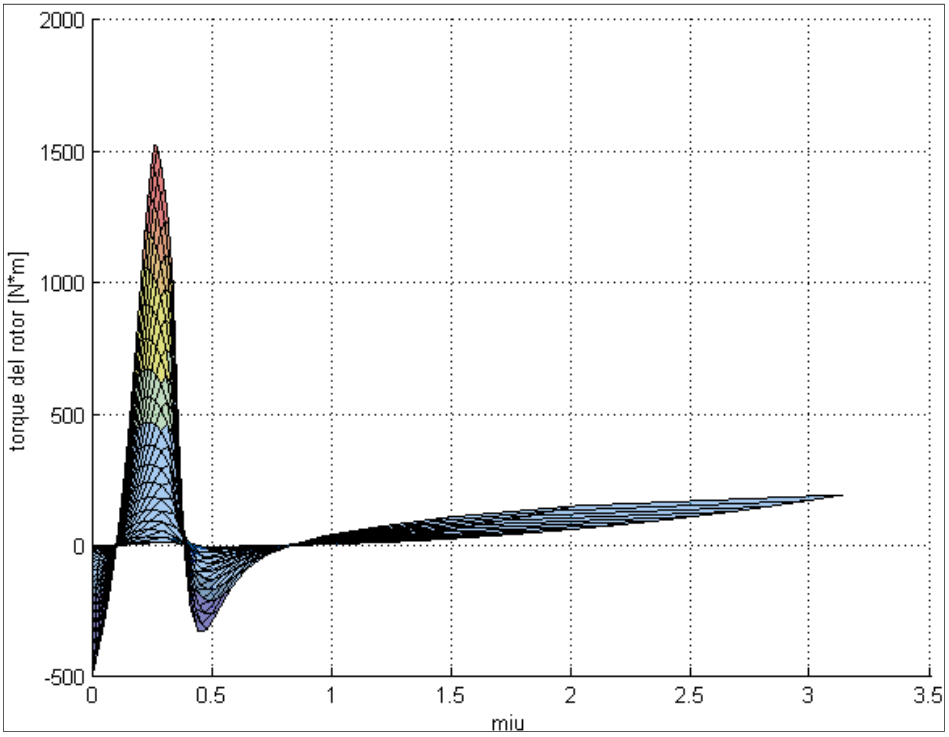
Figura 74. Variación del torque del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas (corregido)



Ahora revisaremos cómo se comporta el torque del rotor con respecto al factor μ, con el fin de entender el torque de forma más sencilla con respecto a un valor adimensional como se ve en la figura 75. En esta grafica se ve un comportamiento que inicia con un valor de torque negativo cuando la velocidad de desplazamiento es igual a cero, se tenga o no velocidad de rotación, lo que refleja de forma precisa la imposibilidad de estas aeronaves de realizar un vuelo estacionario tipo Hover como los helicópteros, ya que inmediatamente pierden velocidad de rotación en las palas y este empieza a descender. Sin embargo al aumentar la velocidad de desplazamiento se aumentará el torque del rotor, hasta un pico máximo que se encuentra en la misma posición que el del factor de carga máximo, alrededor de 0.25, pero en esta condición, existen múltiples velocidades de desplazamiento y rotación, por lo que sí se mantiene la relación μ constante, y se aumentar tanto la velocidad de desplazamiento como la de rotación, entonces se logrará aumentar también el torque del rotor. Luego de este pico, se encuentra una depresión en la grafica con valores negativos de torque alrededor de 0.4 μ, indicándonos nuevamente que un vuelo recto y nivelado a altas velocidades también es imposible debido a la disminución de la velocidad rotacional y subsecuente disminución del factor de carga, pero después de superar hipotéticamente cierta velocidad, el torque del rotor

vuelve a ascender de forma lenta con el incremento de la relación de velocidades en la punta. Pero aunque la velocidad de rotación aumente debido al torque después de un factor de 1 para la relación de velocidades en las puntas de las palas, no será posible un vuelo recto y nivelado, ya que al revisar la figura 72, se puede ver que el factor de carga está por debajo de 1, por lo que la aeronave estará realizando un descenso controlado.

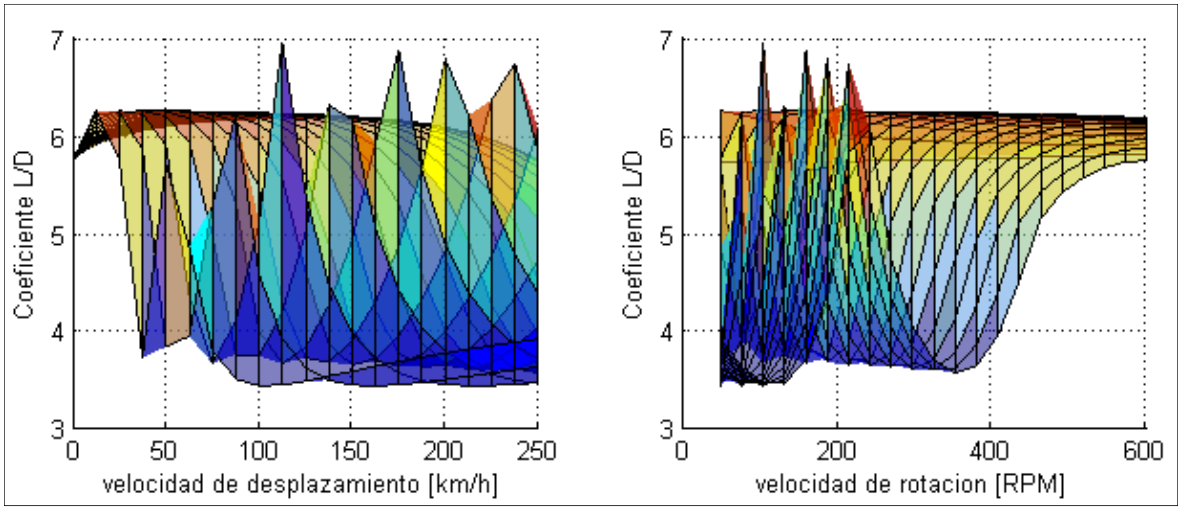
Figura 75. Comportamiento del torque en función al tip speed ratio (μ).



La tracción del rotor que producirá el torque del mismo, no será explicada, ya que tiene el mismo comportamiento que se explicó para el caso del torque, por lo que sería algo redúndate, y se continuará ahora con la relación L/D del rotor para los distintos escenarios de vuelo como se ve en la figura 76. En esta grafica se ve que cuando la velocidad de desplazamiento es de 0 Km/h, la relación L/D es de 5.8 para todas las velocidades de rotación, y luego aumenta hasta una velocidad critica de desplazamiento, dependiendo de la velocidad de rotación con la que se esté volando, y luego se observa una disminución de esta relación que se acerca rápidamente hasta a valores de 3.5. También se ven unos picos de forma abrupta montados sobre la grafica, que representan las fluctuaciones del Lift y el Drag cuando la velocidad de rotación de las palas es muy baja, ya que en estas circunstancias un vuelo recto y nivelado no es posible, debido a que se puede llegar a detener la autorrotación, además de no tener la sustentación necesaria para igualar al peso total de la aeronave.

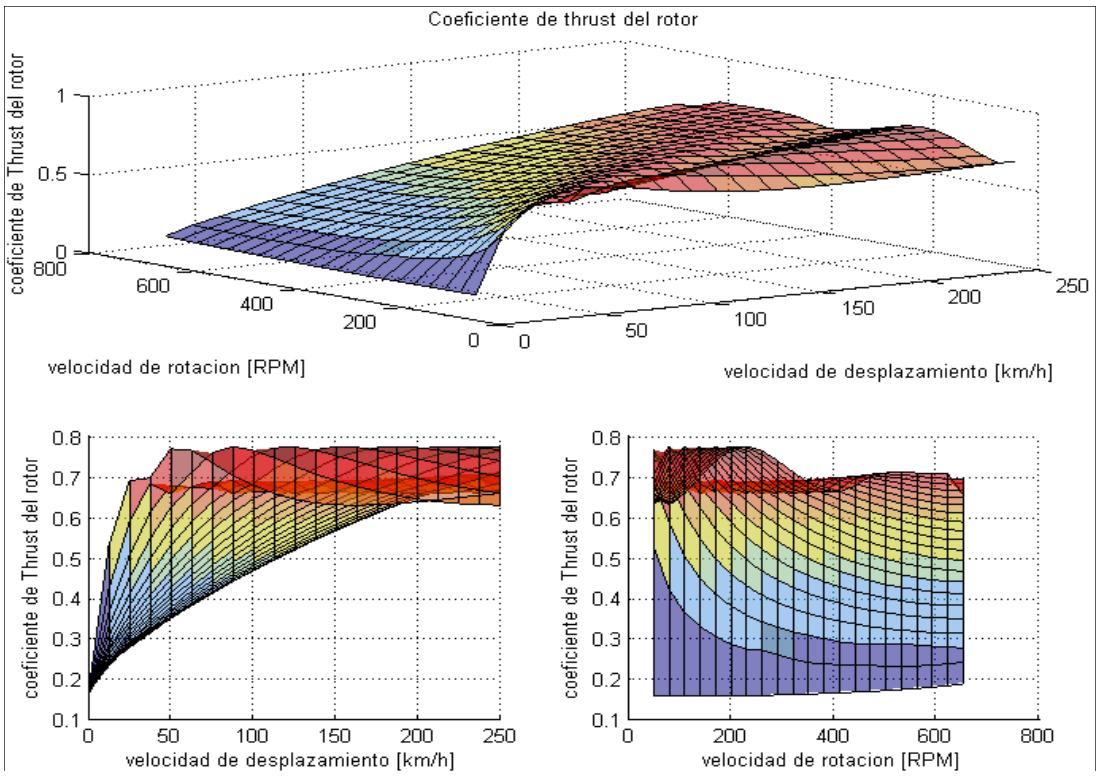
La relación L/D en este caso se ve que tiene unos valores muy elevados en condiciones de baja velocidad de desplazamiento, pero esto no es cierto para el caso de los autogiros, ya que sin la velocidad de desplazamiento, no existirá flujo de aire en el rotor que mantenga su velocidad de rotación, ocasionando una disminución en las rpm's y por ende en el Lift total del rotor, por lo que esta relación realmente seria mucho menor en condiciones de vuelo normal.

Figura 76. Comportamiento del coeficiente de Lift/Drag del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas



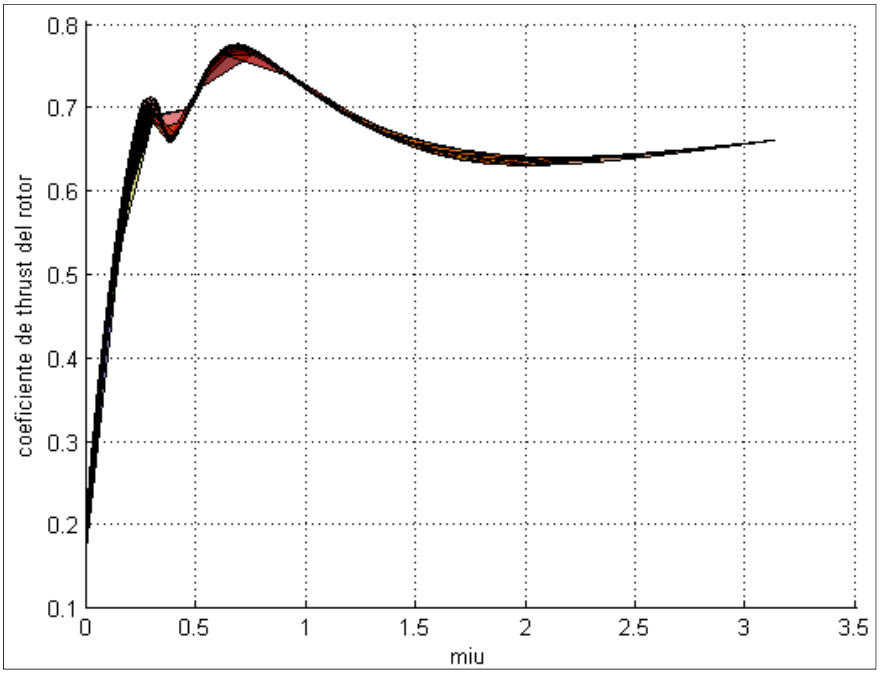
Analizando el coeficiente de thrust y su comportamiento con respecto a las variables que se han tenido a lo largo de este capítulo, se puede ver una tendencia ascendente en la parte inferior izquierda de la grafica de la figura 77,por lo que a medida que aumenta la velocidad de desplazamiento se aumentara el coeficiente de thrust, solo hasta un punto máximo de coeficiente de 0.75, y luego este volverá a descender hasta estabilizarse a un valor de aproximadamente 0.65, pero para los valores de las líneas isométricas de velocidad de rotación, a medida que esta velocidad sea menor, más rápidamente alcanzara el punto máximo de coeficiente de thrust, mientras que para altas velocidades de rotación, el coeficiente de thrust máximo se alcanzara mas tardíamente. Ahora viendo el lado inferior derecho de la grafica, podemos darnos cuenta que a medida que se aumenta la velocidad de rotación, se disminuye el coeficiente de thrust, y para las líneas isométricas de velocidad de desplazamiento, entre menor sea esta velocidad, entonces menor será el coeficiente de thrust.

Figura 77. Comportamiento del coeficiente de Thrust del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas


Coeficiente de thrust del rotor
coeficiente de Thrust del rotor
velocidad de rotacion [RPM]
velocidad de desplazamiento [km/h]
coeficiente de Thrust del rotor
velocidad de desplazamiento [km/h]
coeficiente de Thrust del rotor
velocidad de rotacion [RPM]

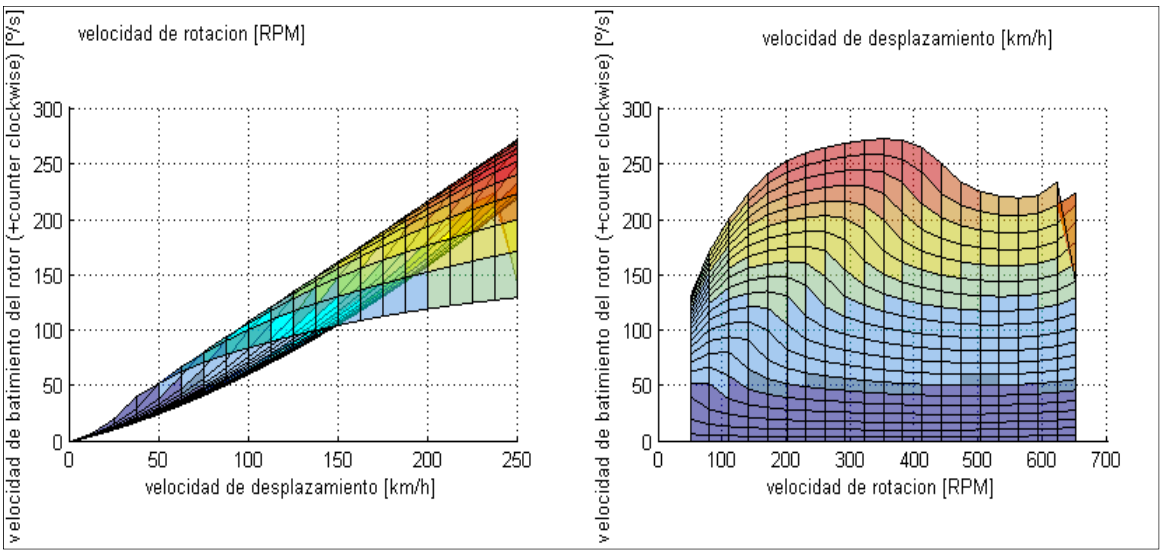
A continuación se mostrara en la figura 78, el comportamiento del coeficiente de thrust en función del factor de velocidades μ, en donde se puede ver un comportamiento realmente muy estable y en forma de una sola curva, queriendo decir esto que manteniendo constante la relación μ, sin importar que se aumenten o disminuyan en igual medida la velocidad de desplazamiento y rotación, se tendrá el mismo coeficiente de thrust, cosa que no ocurría en el caso del torque o el factor de carga. En esta nueva superficie vista desde un plano lateral se ve una sola curva, en donde el coeficiente de thrust aumenta a medida que se incrementa el valor de μ hasta un valor de 0.25, en donde se encuentra un primer pico, y luego se presenta una disminución y subsecuente incremento del coeficiente de thrust hasta un segundo pico, que es el máximo a un valor de 0.7 y luego se vuelve a presentar una disminución del coeficiente de thrust en forma de 'U'.

Figura 78. Comportamiento del coeficiente de Thrust en función del tip speed ratio (μ)



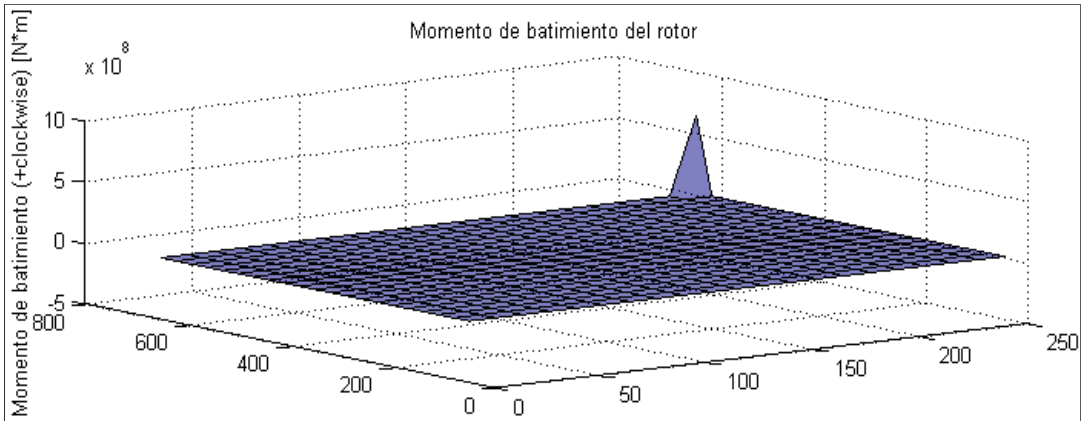
La velocidad de batimiento de las palas que permitirá que la fuerza de thrust de ambas palas encuentren el equilibrio, dependerá de la velocidad de desplazamiento y de rotación del autogiro como se puede ver en la figura 79, teniendo un comportamiento ascendente a medida que se aumente la velocidad de desplazamiento, llegando a un punto máximo de 270 º/s a una velocidad de 250 Km/h. Analizando la velocidad de batimiento con respecto a la velocidad de rotación, se ve que existe un incremento inicial hasta un punto máximo y luego decae para todos los valores de líneas isométricas de velocidad de modo tal que entre menor sea la velocidad de desplazamiento, también será menor la velocidad de batimiento. Esta elevada velocidad de batimiento también implica una imposibilidad para conseguir un vuelo recto y nivelado de la aeronave bajo ciertas condiciones, ya que como se puede ver, en condiciones de altas velocidades de desplazamiento se necesita una alta velocidad de batimiento, y este batimiento está limitado en el rotor por unos topes que no le permiten girar mas allá de ciertos límites, por lo que se empezarían a manifestar vibraciones en el vuelo que harían disminuir la velocidad de desplazamiento para mejorar el nivel de confortabilidad del piloto y así mismo evitar que los materiales de las palas y el resto del sistema rotor lleguen a fallar debido a una fatiga.

Figura 79. Variación de la velocidad de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas


velocidad de rotacion [RPM]
velocidad de batimiento del rotor (+counter clockwise) [º/s]
velocidad de desplazamiento [km/h]
velocidad de desplazamiento [km/h]
velocidad de batimiento del rotor (+counter clockwise) [º/s]
velocidad de rotacion [RPM]

El momento de batimiento del rotor debido a la disimetría de la posición de los centroides de la fuerza de thrust de ambas palas, tendrá un pico máximo bajo las condiciones de compresibilidad des aire en régimen transónico y supersónico que hacen que se pierda toda referencia para hacer un análisis de todas las condiciones de vuelo como se puede ver en la figura 80, por lo que se debe realizar una nueva ejecución del programa en la que se disminuya la velocidad de rotación máxima y se pueda obtener una lectura clara del momento de batimiento como se ve en la figura 81.

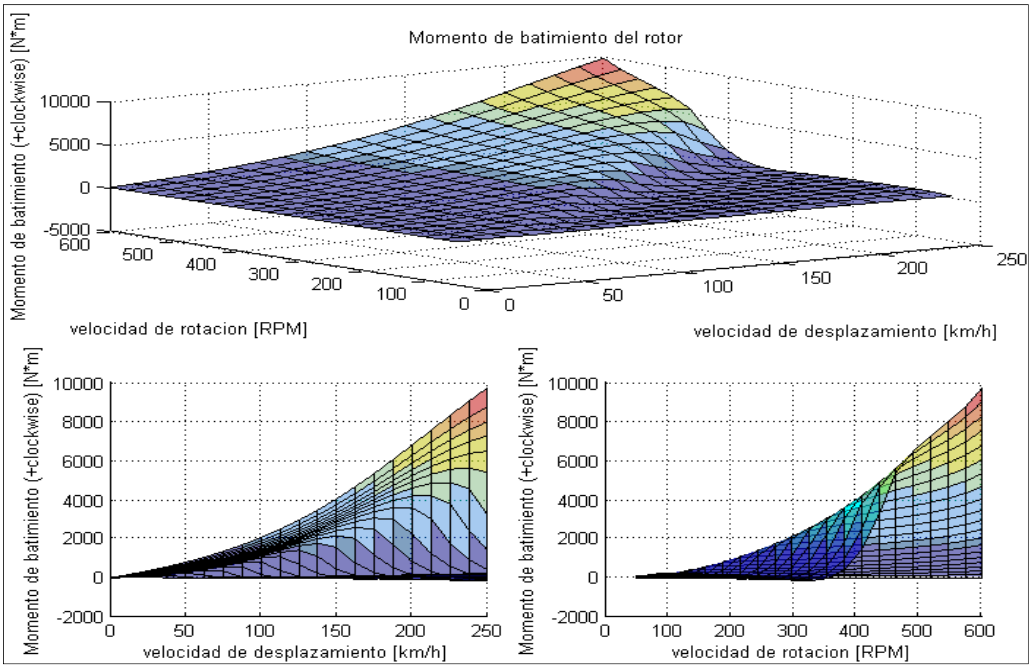
Figura 80. Variación del momento de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas



En esta nueva grafica se puede ver que existe una relación directa entre las velocidades de desplazamiento y rotación con el momento de batimiento, por lo que

con un aumento de cualquiera de estos dos parámetros se incrementara también el momento de batimiento, queriendo decir esto que la pala que se encuentra en retroceso y que está descendiendo debido a la velocidad de batimiento, ejercerá un momento que la hará ascender para lograr alcanzar su posición neutra respecto al plano de rotación. Este momento es igual a cero cuando no existe velocidad de desplazamiento, debido a que en estas condiciones no hay disimetría en la distribución de velocidades en las palas del rotor.

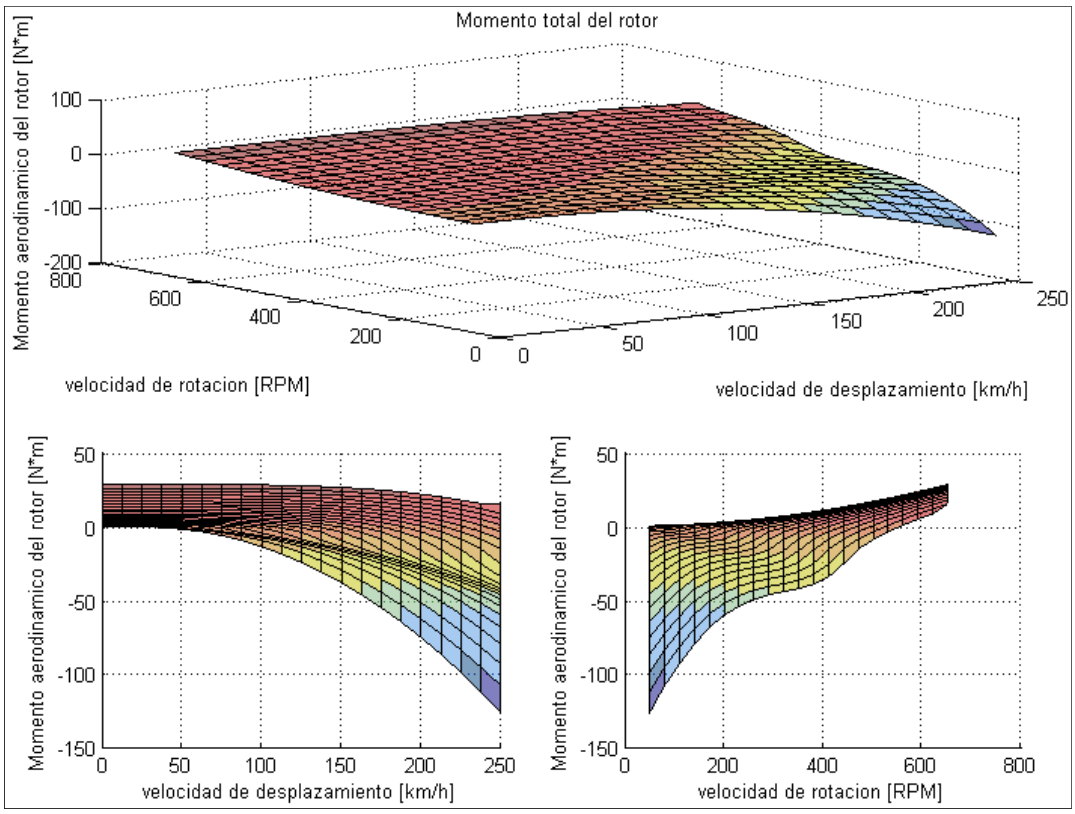
Figura 81. Variación del momento de batimiento del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas (corregido)


Momento de batimiento del rotor
Momento de batimiento (+clockwise) [N*m]
velocidad de rotacion [RPM]
velocidad de desplazamiento [km/h]
Momento de batimiento (+clockwise) [N*m]
velocidad de desplazamiento [km/h]
Momento de batimiento (+clockwise) [N*m]
velocidad de rotacion [RPM]

En el caso del momento combinado de las palas, se puede ver en la figura 82, que a medida que se aumenta la velocidad de desplazamiento se disminuirá el momento a valores negativos de hasta -120 N*m, pero mientras el valor de la velocidad de rotación sea mayor, esta disminución del momento no será tan brusca. Por otro lado cuando la velocidad de desplazamiento es baja, el momento del rotor es positivo, y mientras mayor sea la velocidad de rotación mayor será el momento del rotor, hasta un punto máximo de 30 N*m. este momento total de las palas combinadas será de especial interés para el diseño del mecanismo de cambio de paso de las palas, ya que este mecanismo deberá soportar ese momento para que las palas permanezcan con el ángulo de incidencia deseado, o en el caso de que se desee cambiar el paso, entonces deberá ejercer un momento mayor al de las palas combinadas y sumado con el momento de inercia con respecto al eje de rotación, que en este caso será el momento longitudinal de las palas localizado al 25% de la cuerda. Cabe aclarar que para el diseño del mecanismo del rotor no se deberán hacer los cálculos del sistema con esta condición de vuelo en especifico, sino que se deberá hacer un estudio

profundo en el que se analice la condición mas critica de velocidad de vuelo, velocidad de rotación, ángulo de inclinación del rotor, ángulo de incidencia de las palas, masa de las palas y otros parámetros que se estudiarán más adelante.

Figura 82. Variación del momento aerodinámico ejercido por las palas del rotor en función de la velocidad de desplazamiento de la aeronave y de la velocidad de rotación de las palas

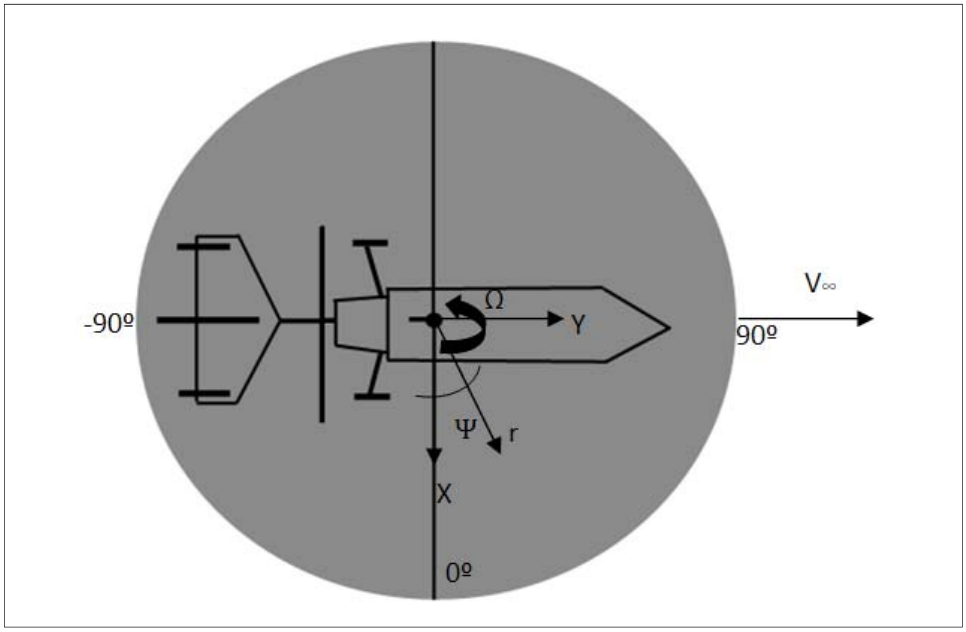


4.2.12 Análisis aerodinámico de los elementos del rotor en los 360º de rotación.

En este capítulo se realizará un análisis de fuerzas, momentos, velocidades, ángulos, etc. de los elementos de pala en todas las posibles posiciones de estas en torno a los 360º de giro del rotor. De acuerdo a esta nueva formulación del problema, se deberán convertir las posiciones radiales de los elementos de pala a lo largo de la longitud de las mismas, a coordenadas cartesianas que serán determinadas de acuerdo a la posición radial del elemento de pala, y la posición angular de la pala en el rotor, definiendo la posición angular de las palas como 0º cuando estas se encuentran como se ve en la figura 83, con la cuerda paralela a la dirección de desplazamiento de la aeronave, de modo tal que el conjunto de palas que se ve en la imagen esta a 0º, y solo se desplazarán desde -90º hasta 90º, para hacer más

fácil el análisis y completar la circunferencia completa del rotor. En este sistema de coordenadas las posiciones de los elementos de pala tendrán una componente en X que será el radio del elemento multiplicado por el coseno de la posición angular, mientras que su componente en Y será el radio multiplicado por el seno del ángulo, y la posición angular de las palas estará entre -90º y 90º, con un numero de posiciones determinadas por el usuario al ingresar un valor para el paso angular al que se realizaran los cálculos, es decir de cuanto en cuanto se aumentara la posición angular de las palas desde -90º hasta 90º, de modo tal que se creará una malla de forma circular con pequeñas celdas en donde se realizarán los cálculos aerodinámicos.

Figura 83. Representación de los 360º del rotor en función del radio del elemento y la posición acimutal de la pala.



De acuerdo al nuevo sistema de coordenadas, deberán cambiar ligeramente las ecuaciones de velocidad de los elementos, por lo que ahora aparecerán dos términos llamados velocidad horizontal y velocidad vertical, que serán homónimos a la velocidad en X y velocidad en Y utilizados en los cálculos de los capítulos anteriores. Esta velocidad horizontal ahora dependerá del radio de los elementos, es decir la raíz cuadrada de las coordenadas de las componentes de los elementos elevadas al cuadrado, y de la posición angular de las palas, de modo tal que la velocidad de desplazamiento de la aeronave afectará a los elementos de pala dependiendo de su orientación con respecto al desplazamiento de la aeronave como se ve en la ecuación [55], en donde el ángulo Ψ es la posición angular de las palas. La velocidad en Y se mantendrá igual que antes, ya que esta velocidad no se ve afectada por la posición de las palas, sino por la inclinación del rotor, quedando de la forma que se ve en la ecuación [56].

$$V_h = \left(\Omega * \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}\right) \pm (V_\infty * cos\theta * |cos\Psi|) \quad [55]$$

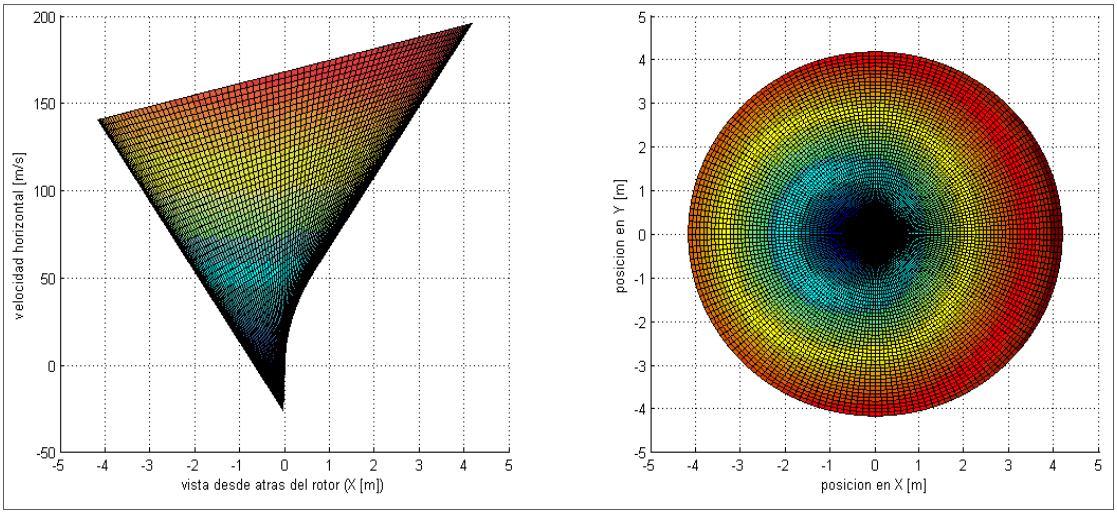
$$V_v = (V_\infty * sen\theta) \pm \left(\omega * \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}\right) \quad [56]$$

De aquí en adelante el resto de las ecuaciones se mantienen igual, solo que se cambiaron todos los términos que dependían de V_x por V_h, y los que dependían de V_y por V_v. Sin embargo hay que tener en cuenta que la iteración de la velocidad de batimiento de las palas se deberá hacer para cada posición angular de las palas, ya que en cada posición la distribución de velocidades de las palas será distinta y por ende necesitaran una velocidad de batimiento también distinta para mantener la condición de simetría en el thrust de ambas palas. En este capítulo solo se analizará el rotor con todas las posiciones angulares estabilizadas para la condición de simetría en el thrust, pero en el programa desarrollado en Matlab, el usuario encontrará una aplicación que le permitirá realizar los cálculos aerodinámicos del rotor de un autogiro en los 360º de revolución sin tener en cuenta la velocidad de batimiento, por lo que podrá ver la diferencia entre un rotor estable y otro inestable, o mejor dicho, un rotor con un eje libre de batimiento y otro sin ese eje libre.

En estos cálculos se tendrán los mismos valores de entrada para el programa que se tuvieron en el capitulo 4.2.6, de modo tal que se pueda realizar una comparación entre los datos obtenidos para el rotor completo y los datos de una posición de las palas con la cuerda paralela a la dirección de vuelo de la aeronave como se vio en el capitulo 4.2.9. Sin embargo el único dato extra que se debe incluir en este capítulo es el paso angular de las palas desde -90º hasta 90º, y en este caso se ingreso un paso de 2º, para obtener una buena definición de los resultados.

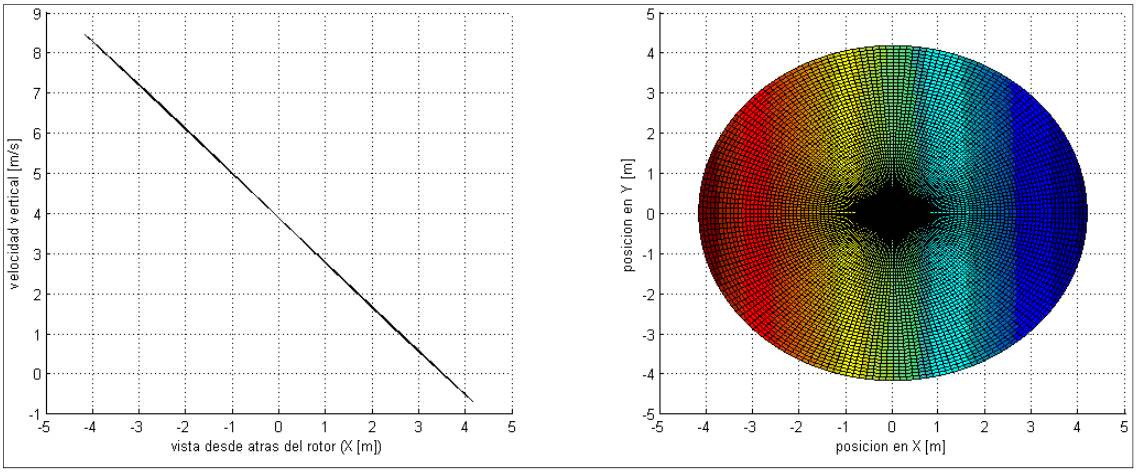
A continuación en la figura 84, se muestra la distribución de velocidades horizontales en todo el rotor, y en el lado izquierdo de la imagen se ve una vista desde atrás del rotor que tiene el mismo contorno que se observo anteriormente en el capitulo 4.2.9, en la figura 64 correspondiente a la línea de color rojo de la velocidad en X, en donde ambas tienen el mismo comportamiento y los mismo valores, con la diferencia que en este caso se están calculando todas las posiciones angulares de las palas, creando una superficie redondeada con forma de jarrón, cuyos valores máximos se encuentran en los extremos de las palas. En la vista del lado derecho se notan unos anillos excéntricos con valores isométricos desplazados hacia la izquierda del centro del rotor, y con un centro ubicado en más o menos -0.5 en X, y 0 en Y. sin embargo existe un comportamiento sin forma circular que se encuentra entre el centro del rotor y el centro de los anillos isométricos, en donde aparece una punta con valores negativos de velocidad debido al cambio abrupto en la dirección de rotación de las palas visto desde un plano ubicado detrás del rotor.

Figura 84. Distribución de la velocidad horizontal en los elementos del rotor.



La componente de la velocidad vertical de los elementos de pala tiene el mismo comportamiento que se vio en el capitulo 4.2.9, con una línea recta de pendiente descendente visto desde un plano ubicado detrás de la aeronave, mientras que visto desde arriba como se ve del lado derecho de la figura 85 se ve un disco con valores isométricos a lo largo de las coordenadas en Y.

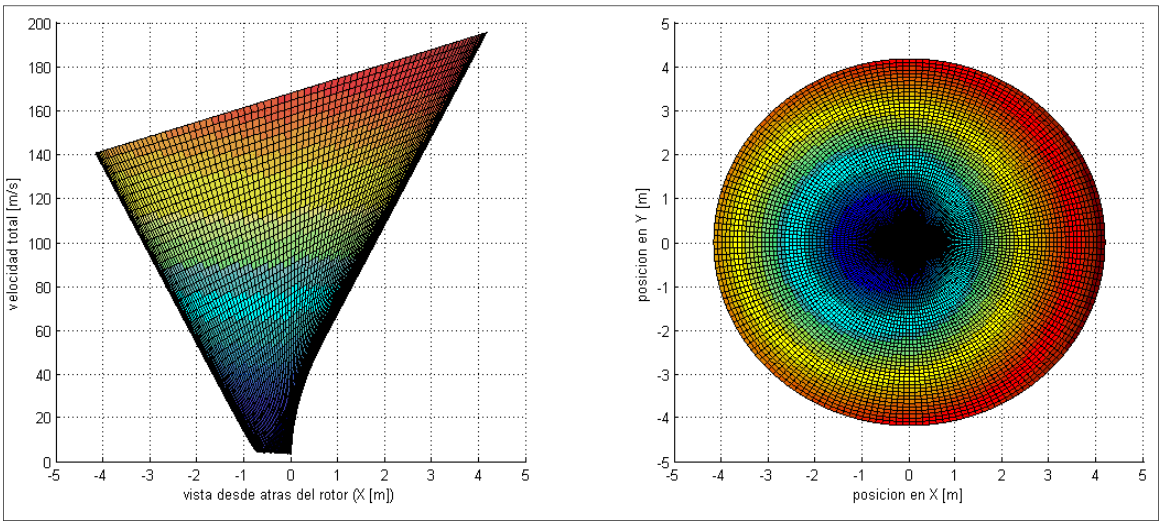
Figura 85. Distribución de la velocidad vertical en los elementos del rotor.



Ya que se han visto las graficas de la velocidad horizontal y la velocidad vertical, se puede explicar la combinación de estas en la grafica de velocidad total, pero en este caso no existirán velocidades negativas, ya que la formulación de esta velocidad imposibilita este tipo de valores al elevar al cuadrado sus componentes y luego de sumarlas sacarle la raíz cuadrada. La distribución de esta velocidad se puede ver en la figura 86, que tiene un comportamiento muy similar al de la velocidad horizontal debido a la baja contribución de la velocidad vertical, pero en este caso se ve una

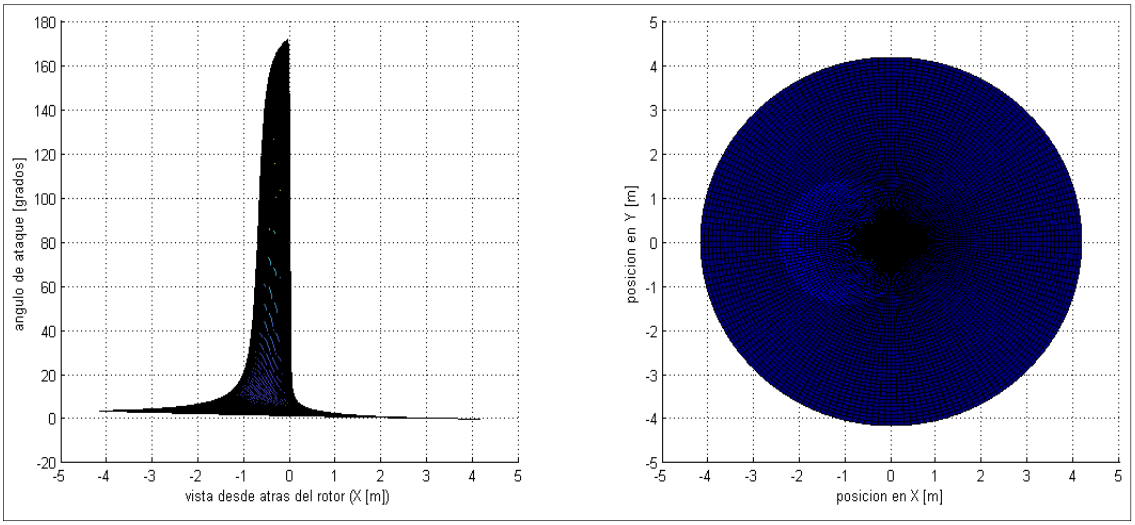
región plana entre valores de posiciones en X entre -0.8 y 0 metros, que no se veía en el caso de la figura 64 del capítulo 4.2.9, pero esto se debe a que en este caso al tratarse de una superficie en tres dimensiones, se están superponiendo los valores de otras posiciones angulares sobre la vista de las palas que se tenía anteriormente, por lo que se le dio un grado de transparencia a la grafica del lado izquierdo en donde se ve un pequeño cono alrededor de un valor de -0.7 metros, y lo que se encuentra más oscuro del lado derecho corresponde a posiciones angulares con valores similares sobrepuestos como se puede ver del lado derecho de la imagen, en donde aparece una especie de cruz de color negro.

Figura 86. Distribución de la velocidad total en los elementos del rotor.



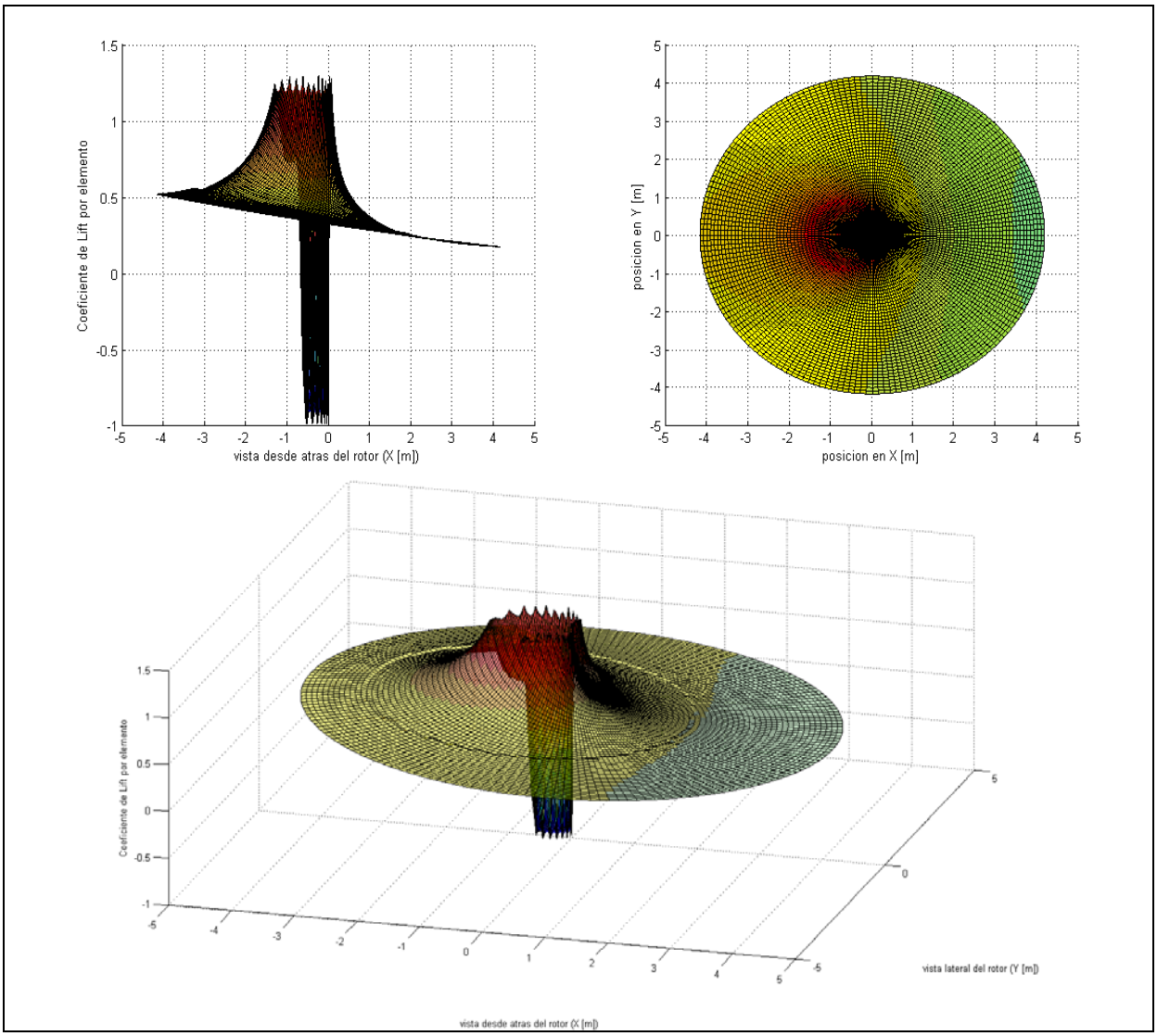
Debido a que la velocidad total no puede tener valores negativos, se utiliza el ángulo relativo del aire para definir en qué condiciones el flujo de aire tiene un sentido reverso como se ve en la figura 87, que tiene un pico a aproximadamente en el centro de los anillos de velocidades anteriormente observados, con un comportamiento ascendente del lado izquierdo correspondiente a la pala en retroceso, mientras que del lado derecho se encuentra una pared vertical que disminuye el ángulo inmediatamente a valores bajos en donde el perfil aerodinámico opera satisfactoriamente.

Figura 87. Distribución de los ángulos de ataque de los elementos del rotor.



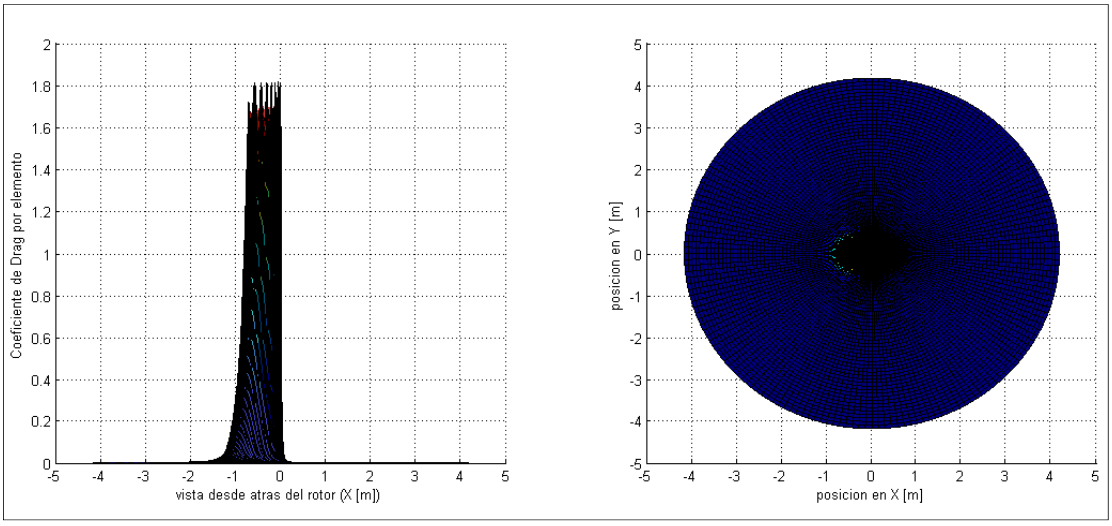
Después de haber explicado la distribución de velocidades y ángulos, podemos obtener la distribución de coeficientes de fuerzas aerodinámicas, empezando por el coeficiente de Lift que se ve en la figura 88, que en la vista izquierda se ve el mismo comportamiento observado en el capitulo 4.2.9, con una depresión en el interior de la superficie que alcanza valores negativos debido a los elevados valores de ángulos de ataque presente en esta región de flujo de baja velocidad. Este coeficiente se ve que no tiene un comportamiento de anillos isométricos, sino que tiene regiones de circunferencias alargadas como se observa del lado superior derecho de la imagen. En la parte inferior de esta imagen se ve una vista isométrica del comportamiento del coeficiente de Lift, en donde se aprecia una región circular con una depresión leve dentro de otra circunferencia que marca el cambio entre un región en donde se tienen en cuenta los efectos de la compresibilidad del aire (región externa) y otra región en donde el flujo es subsónico incompresible.

Figura 88. Comportamiento del coeficiente de Lift en los elementos de pala del rotor


Coeficiente de Lift por elemento
vista desde atras del rotor (X [m])
posicion en Y [m]
posicion en X [m]
Coeficiente de Lift por elemento
vista lateral del rotor (Y [m])
vista desde atras del rotor (X [m])

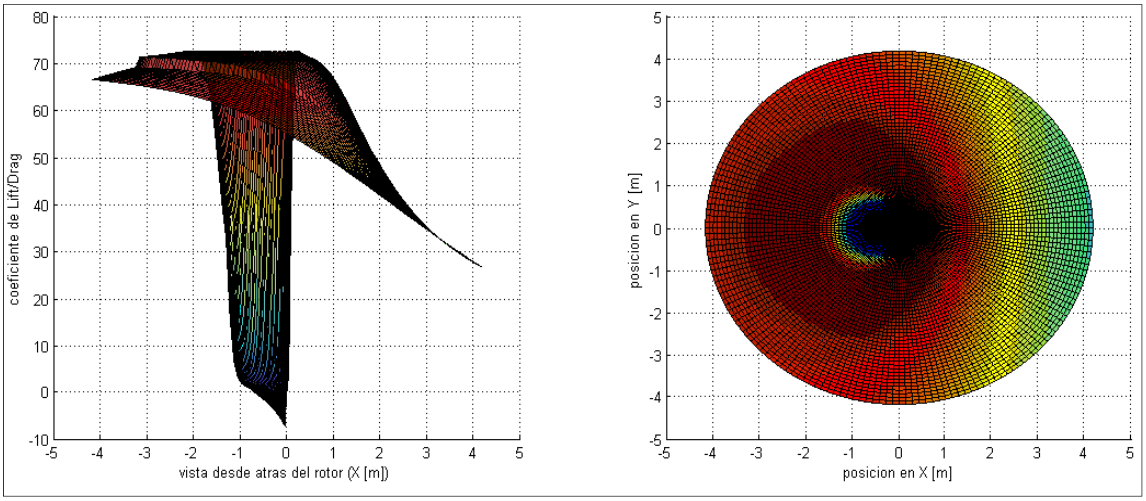
Ahora la distribución del siguiente coeficiente de fuerza aerodinámica será el de Drag, que se ve en la figura 89, donde se ve un pico de valores máximo en la zona de flujo reverso y de baja velocidad, ubicado en la misma región que se presentó la gran depresión del coeficiente de Lift en la grafica anterior. En el resto de la región del coeficiente de Drag distribuido en el rotor se ve un disco plano, con valores cercanos a cero debido a la escala de la grafica, pero eso no significa que esa región no genere Drag, ya que aunque tenga valores de coeficiente de Drag muy pequeños, estarán sometidos esos elementos a muy altas velocidades, generando una fuerza de Drag aun mayor a la que se verá en la región de flujo de baja velocidad.

Figura 89. Comportamiento del coeficiente de Drag en los elementos de pala del rotor.



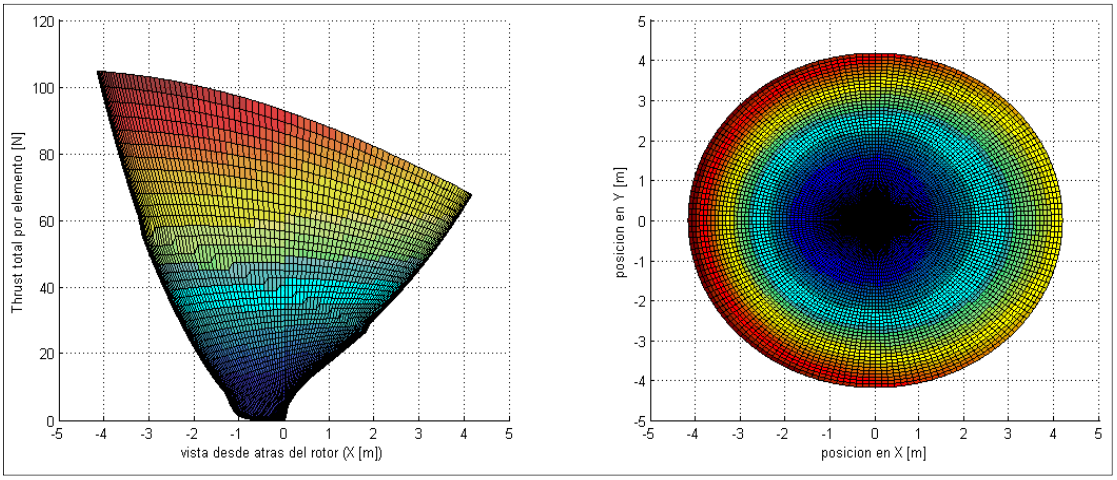
La relación L/D de los elementos del rotor tiene un comportamiento en forma de hongo como se ve en la figura 90, con un sumidero en la región crítica del rotor que se ha explicado anteriormente, y en esta forma de hongo se puede ver una región con un salto en su comportamiento debido a los efectos de la compresibilidad del aire como se vio en la figura 88. Esta superficie de comportamiento nos permite ver una región de baja relación L/D en la punta de la pala que se encuentra en avance, y esto se debe a que esta región se encuentra operando con unos ángulos de ataque cercanos a cero o inclusive negativos, pero sin hacer que el coeficiente de Lift de los elementos sea igual a cero ya que el ángulo en el que el coeficiente de Lift del perfil es igual a cero es en un ángulo de ataque de -2º. Este ángulo de ataque negativo o cercano a cero en la pala de avance se debe a que la velocidad de batimiento de las palas hace que a tan larga distancia desde el punto de pivote, la velocidad vertical sea incluso negativa para poder cumplir la condición de simetría en las fuerzas de thrust de ambas palas.

Figura 90. Comportamiento del coeficiente de Lift/Drag en los elementos de pala del rotor.



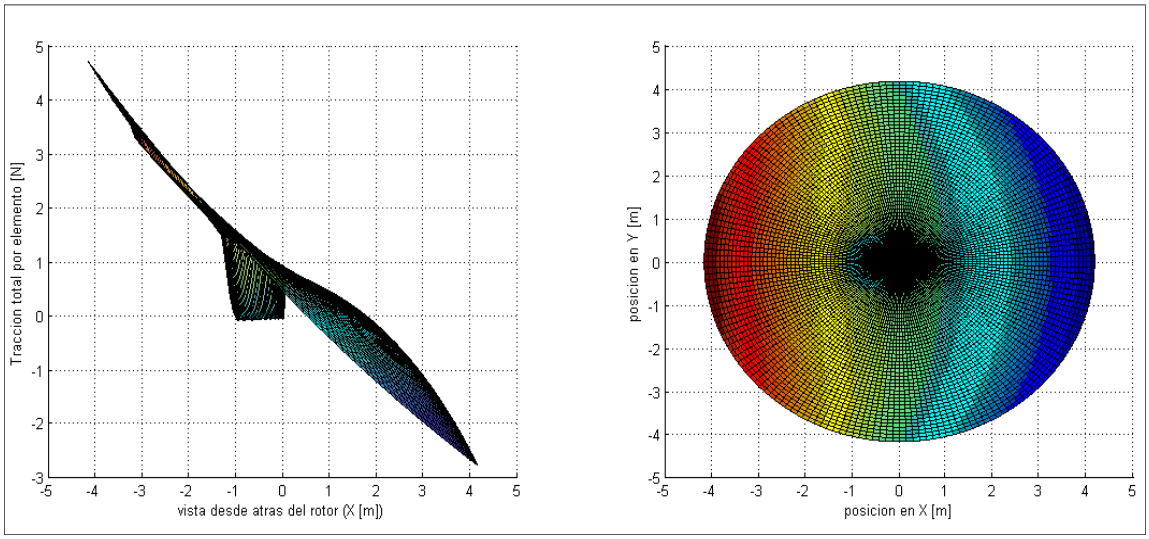
El thrust de los elementos del rotor tendrá un comportamiento como se ve en la figura 91, con forma de jarrón o vasija, con unos valores máximos en la punta de la pala en retroceso debido a que los ángulos de ataque de esta región serán los mayores, de acuerdo a la explicación anteriormente dada para el caso de la relación L/D de la pala en avance, solo que en este caso se trata de ángulos de ataque máximos que aumentan la fuerza de thrust en la punta de la pala en retroceso para compensar el efecto de la región de flujo reverso y la región de baja velocidad que se presentan a lo largo de esta pala desde el centro de rotación, hasta aproximadamente -1.5 metros de radio.

Figura 91. Comportamiento de la fuerza de Thrust en los elementos de pala del rotor.



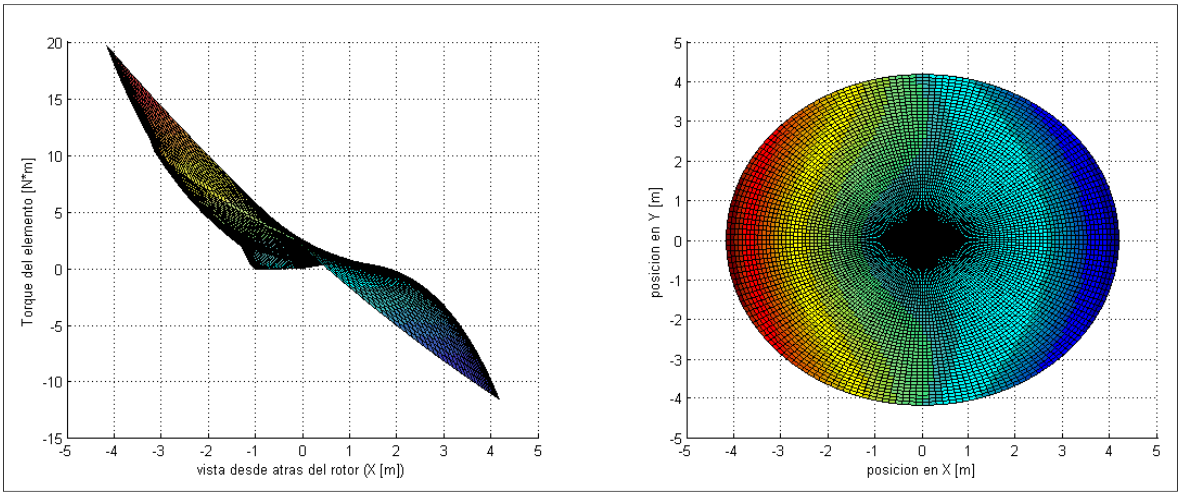
La otra fuerza que es de gran interés para el estudio del rotor es la tracción, y esta tiene un comportamiento distinto a todas las distribuciones anteriormente vistas, en donde la pala de retroceso aporta la mayor parte de la tracción positiva, mientras que la pala en avance genera muy poca tracción positiva, y genera más tracción negativa, como se ve en la figura 92.Este comportamiento se debe a la diferencia en los ángulos de ataque de los elementos de pala que se mencionó anteriormente, ya que cuando el ángulo de ataque es negativo o cercano a cero, es mayor la componente de Drag del elemento que la componente de Lift multiplicada por el seno del ángulo relativo del aire. Este disco tiene una especie de cono ubicado en la región de flujo reverso y de baja velocidad en donde no se genera ninguna tracción ni positiva ni negativa, debido a la poca velocidad de esta región y el bajo valor de coeficiente de Lift en esta.

Figura 92. Comportamiento de la fuerza de Tracción en los elementos de pala del rotor.



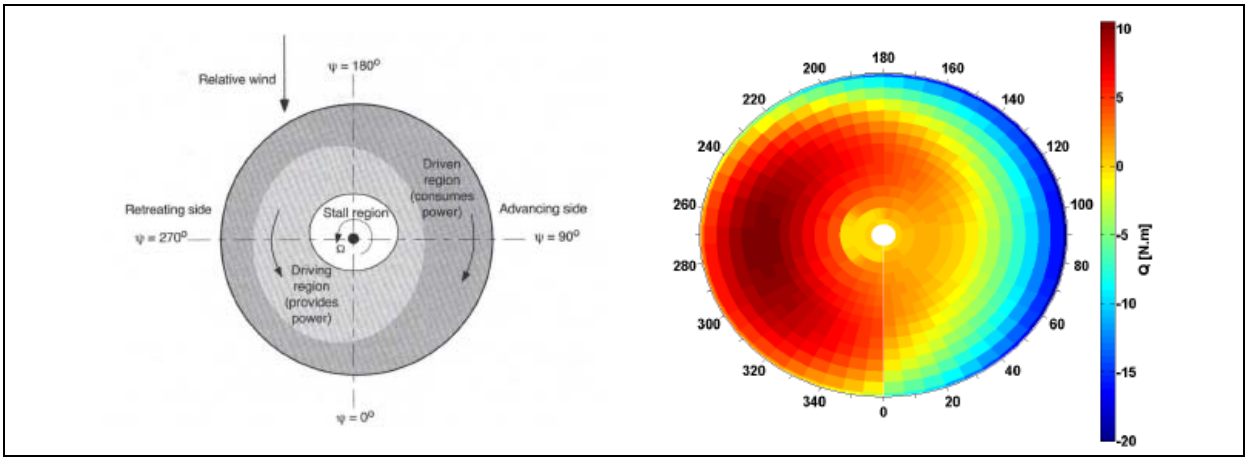
La fuerza de tracción será la que finalmente determinará el comportamiento del torque en el rotor, por lo que este momento que produce torque tendrá una forma parecida a la de la tracción como se ve en la figura 93.El torque finalmente será mayor a cero, debido a que la sumatoria de torque de la pala en retroceso es mayor a la sumatoria del torque negativo de la pala en avance, por lo que el rotor estará acelerándose bajo estas condiciones, queriendo decir esto que la región del rotor en la que se mueve la pala en retroceso es la que le entrega energía al rotor haciéndolo girar, mientras que la región en la que se mueve la pala en avance consume la energía del rotor desacelerándolo.

Figura 93. Comportamiento del torque en los elementos de pala del rotor.



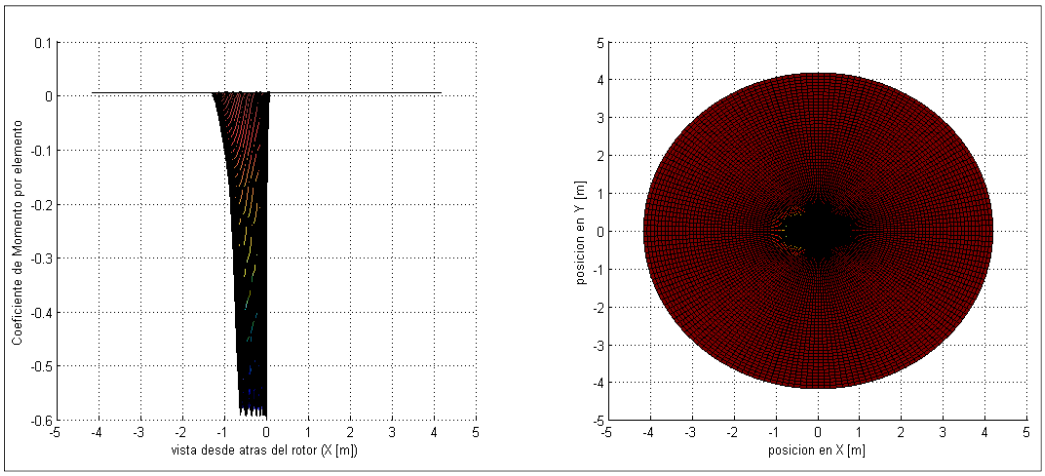
A continuación podemos ver los resultados de los cálculos aerodinámicos obtenidos en la tesis de doctorado realizada en la universidad de Glasgow, por el doctor *Josef Trchalík*, bajo el título de *"Aeroelastic Modelling of Gyroplane Rotors"*. En la figura 93, se presenta una grafica de comportamiento del torque del rotor de un autogiro, en donde se observa un gran parecido con la imagen anteriormente presentada. Sin embargo la figura 93, tiene una mayor densidad de celdas para el estudio del rotor, por lo que se alcanza a ver más claramente la transición de comportamiento desde la región de la pala que se encuentra en retroceso hasta la región de la pala en avance. Las diferencias que se encuentran entre ambos resultados se deben a que en el modelo realizado por el doctor *Trchalík*, se tuvieron en cuenta datos experimentales y la inclusión de parámetros como velocidad inducida, movimientos armónicos y perdidas en las puntas de las palas para el desarrollo de su tesis, agregándole complejidad al modelo matemático.

Figura 94. Comportamiento del torque en los elementos de pala del rotor obtenido de la tesis de doctorado "Aeroelastic Modelling of Gyroplane".



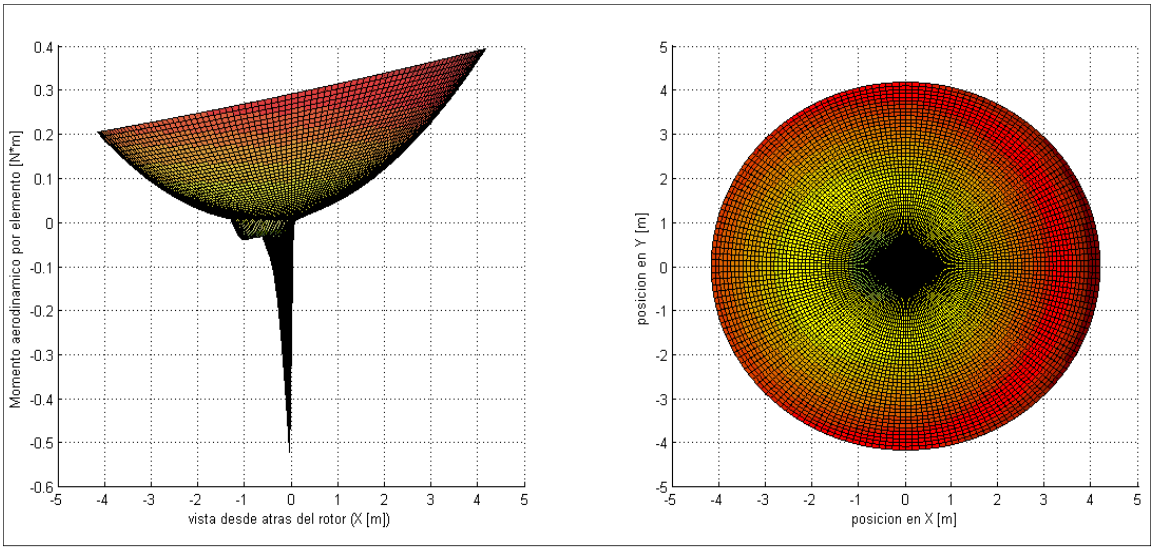
Un parámetro de gran importancia para el desarrollo de este documento investigativo es el momento de las palas y por ende su coeficiente de momento en cada elemento, ya que este momento deberá ser soportado por el mecanismo de paso variable que se deberá diseñar. A continuación en la figura 95, se puede ver la distribución de coeficientes de momento en los elementos del rotor, que forman prácticamente un disco plano en todo momento excepto en la región de flujo reverso, en donde el coeficiente de momento desciende hasta un valor de -0.6.

Figura 95. Comportamiento del coeficiente de momento en los elementos de pala del rotor.



Sin embargo la distribución de momento aerodinámico no deberá tener el mismo comportamiento de su coeficiente, ya que en la formulación del momento se tiene en cuenta la velocidad con la que se desplazan los elementos de pala además de otros factores que hacen que este tenga una forma de vasija con una especie de aguijón con valores negativos en la región de flujo reverso que se encuentra entre el centro de los anillos isométricos de momento y el centro de rotación de las palas, como se puede ver en la figura 96.

Figura 96. Comportamiento del momento aerodinámico en los elementos de pala del rotor.



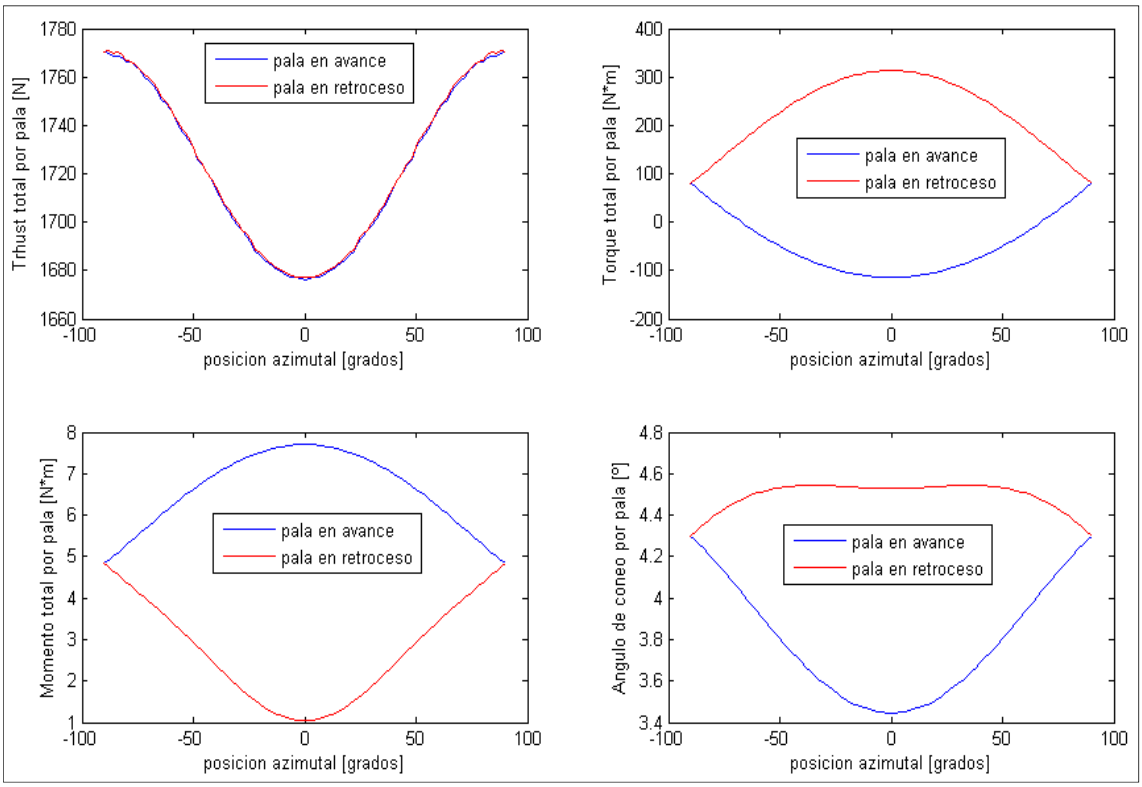
Ya que se han explicado todas las distribuciones de fuerzas, momento y coeficientes de los elementos de pala en todos los 360º del rotor, se procederá a analizar el comportamiento de las sumatorias de fuerzas, momentos y ángulos de coneo de las dos palas en su recorrido alrededor del centro de rotación del rotor. Inicialmente se ve en el lado superior izquierdo de la figura 97, el comportamiento del thrust para ambas palas, y este tiene siempre el mismo valor para las dos palas, variando solo con respecto a la posición angular o acimutal de las palas que se tomo por convención desde -90º hasta 90, y cuyo menor valor se encuentra justamente a 0º, o sea cuando las palas se encuentran orientadas con la cuerda del perfil aerodinámico paralela a la dirección de vuelo de la aeronave, pero la diferencia en el valor del thrust entre la cresta y el valle de su grafica no es mayor a 100 newton, o sea unos 10 Kg, lo que no es mucho teniendo en cuenta que el thrust promedio es de 1725 newton, que corresponde a menos del 6% de desviación entre el valor mayor y el menor del thrust en todo el rotor.

Al lado derecho de esta grafica se ve el comportamiento del torque en el rotor, y siempre es mayor en la pala de retroceso que en la de avance, excepto en la condición de -90º o 90º que es finalmente lo mismo, ya que en esta condición las palas se encuentran orientadas con la cuerda perpendicular a la dirección de vuelo de la aeronave. El torque de la pala en avance siempre es negativo, mientras que en la pala de retroceso siempre es positivo, y sumando ambos se ve que el torque siempre es positivo, ya que es mayor el valor del torque en la pala en retroceso que en la de avance.

Para el caso de la grafica del lado inferior izquierdo que representa el comportamiento del momento en las palas, se ve que este valor siempre es positivo para ambas palas, pero se deberá revisar cual es la condición del momento total del

rotor, es decir la sumatoria de ambos momentos, para así decidir cuál es la condición crítica que se deberá tener en cuenta para el diseño del mecanismo de cambio de paso. El ángulo de coneo que se ve en la esquina inferior izquierda tiene un valor siempre mayor para la pala en retroceso debido a que el centroide de la fuerza de thrust en esta pala se encuentra más alejado del centro de rotación que en el caso de la pala en avance, por lo que se genera un momento mayor que hace que el ángulo de coneo aumente para la pala que se encuentre en esta condición.

Figura 97. Comportamiento del Thrust, Torque, Momento y Ángulo de coneo de las palas en el rotor.


Trhust total por pala [N]
Torque total por pala [N*m]
Momento total por pala [N*m]
Angulo de coneo por pala [°]
posicion azimutal [grados]
pala en avance
pala en retroceso

La combinación de los comportamientos de ambas palas en los distintos parámetros que vimos anteriormente nos mostrarán el comportamiento del rotor completo o sea las dos palas en los 360º de revolución del rotor, que en este caso son solo 180º, ya que se analizan las posiciones de las dos palas simultáneamente.

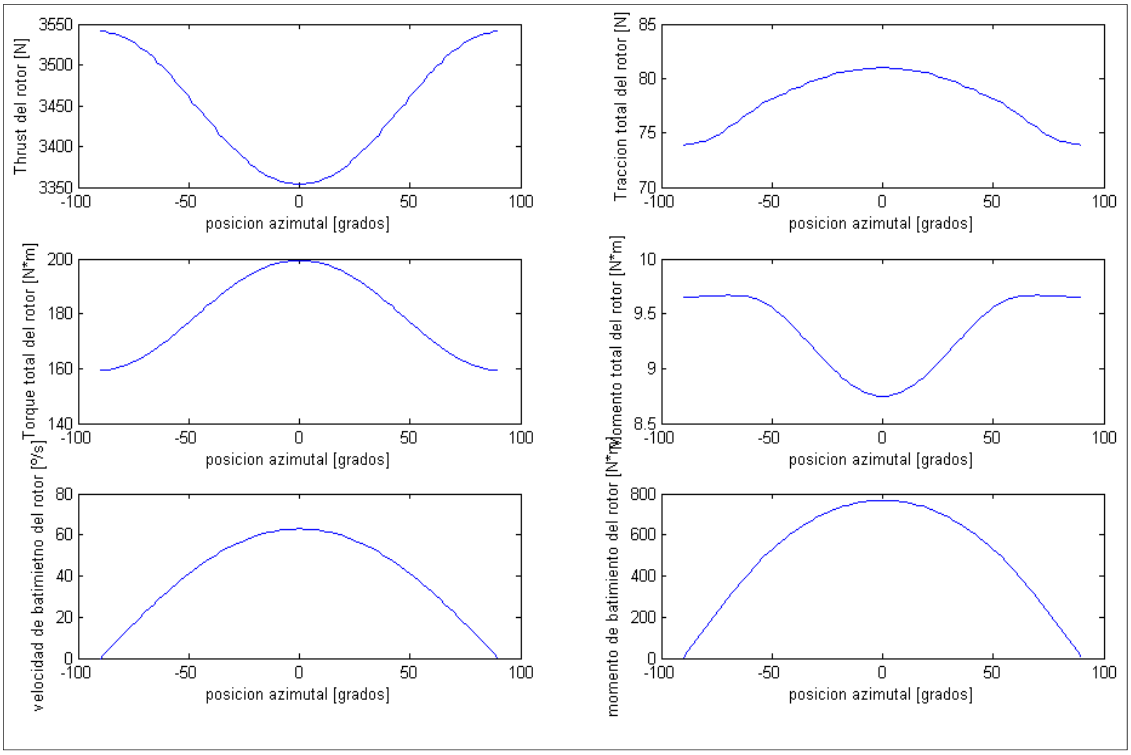
En la figura 98, encontramos 6 comportamientos distintos el rotor, en donde el cuadro que se encuentra en la esquina superior izquierda representa el thrust del rotor, que tiene un comportamiento periódico como todos los demás, con una variación de hasta 200 Newton, que ya habíamos mencionado anteriormente que no supera una variación del 6% de la fuerza promedio.

Al lado derecho de este recuadro encontramos el comportamiento de la tracción del rotor, con una forma periódica que tiene su máximo valor a 0º, y con una variación máxima de 6 Newton, que con respecto a una tracción promedio de 77 Newton, representa menos de un 8% de variación entre la fuerza en una posición de las palas y la otra que se puede lograr 90º después. En la parte central de la grafica, del lado izquierdo se ve el comportamiento del torque, que se asemeja al de la tracción, pero esta vez con una variación máxima de 40 N*m, que representa una variación de un poco más del 20% del torque medio de 180N*m.

El momento aerodinámico combinado de las dos palas se ve al lado derecho del recuadro del torque, y en este caso el valor máximo se encuentra en los ángulos de -90º y 90º, con un máximo de 9.6 N*m, mientras que el mínimo esta a 0º con un valor de 8.7 N*m, pero finalmente no es un momento muy grande, por lo que se puede pensar por ahora que el mecanismo de cambio de paso no tendrá que hacer mucha fuerza para contrarrestar el momento generado por las palas, pero debido a que este momento tiene un comportamiento cíclico, se deberá diseñar el mecanismo para que soporte cargas cíclicas que puedan causar fatiga de los materiales.

En la parte inferior de la grafica podemos ver el comportamiento de la velocidad de batimiento y del momento de batimiento, y aunque estos dos parecen muy similares, de hecho la velocidad de batimiento hace que la pala en avance ascienda, mientras que el momento de batimiento hace que la pala en retroceso ascienda, queriendo decir esto que tienen sentidos contrarios, pero que funcionan lógicamente, ya que cuando la velocidad de batimiento hace que cualquier pala se encuentre en su punto más bajo con respecto al plano de rotación, el momento de batimiento hará que esta pala vuelva a subir para retomar su posición inicial con respecto al plano de rotación, y luego hará que la otra pala descienda hasta su punto más bajo, repitiendo este proceso de forma cíclica a medida que las palas giren alrededor del centro de rotación.

Figura 98. Comportamiento de los parámetros de performance (1) del rotor en los 360º de giro.

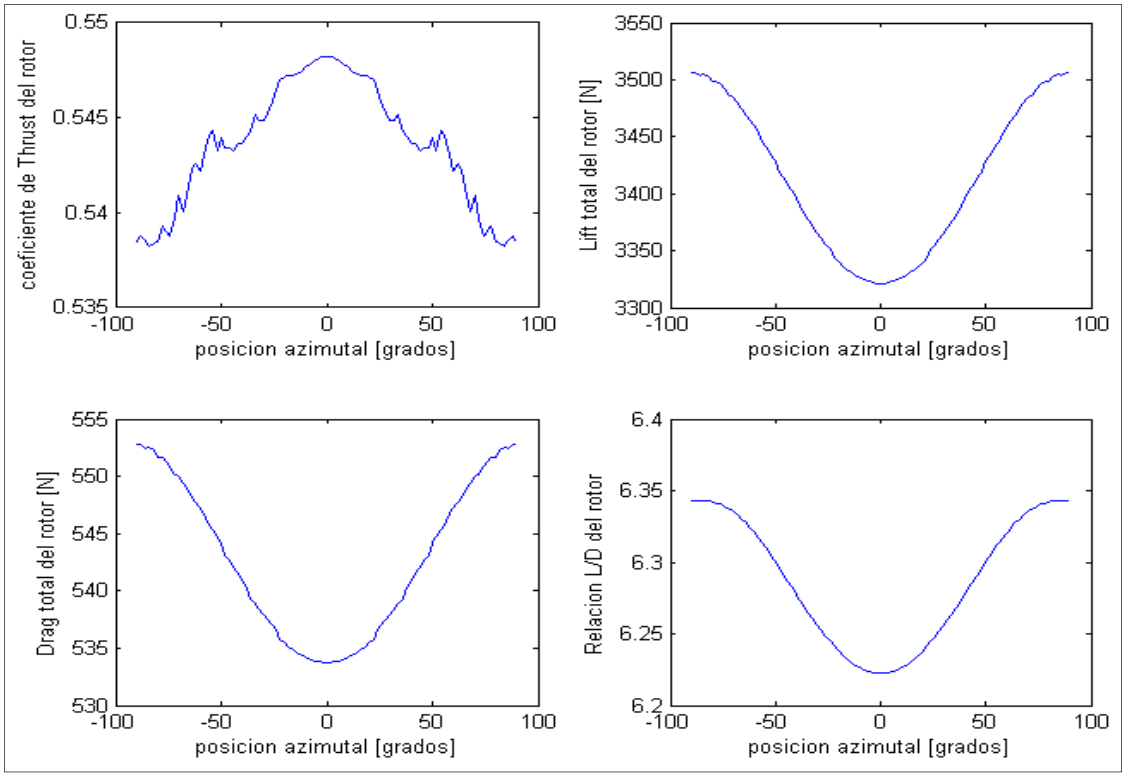

Thrust del rotor [N]
posicion azimutal [grados]
Traccion total del rotor [N]
posicion azimutal [grados]
Torque total del rotor [N*m]
posicion azimutal [grados]
Momento total del rotor [N*m]
posicion azimutal [grados]
velocidad de batimietno del rotor [º/s]
posicion azimutal [grados]
momento de batimiento del rotor [N*m]
posicion azimutal [grados]

A continuación se mostrara en la figura 99, el comportamiento del coeficiente de thrust del rotor completo, así como también el Lift total, el Drag total y la relación L/D del rotor completo. Inicialmente en la esquina superior derecha observamos el comportamiento del coeficiente de thrust del rotor, que está calculado como un promedio del coeficiente de thrust de los elementos de pala desde la punta de una pala hasta la otra, teniendo un valor mínimo de 0.538 y un máximo de 0.548, lo que significa una variación máxima de 0.010, que en términos de porcentaje equivale a tan solo un 1.8% de variación, que es casi despreciable.

Después vemos en la esquina superior derecha un comportamiento periódico en el Lift total del rotor, pero es tan mínima esa variación, y el rotor gira tan rápido, que la aeronave no siente ascensos y descensos en su vuelo, sino que se presentan son vibraciones en los mandos de control del piloto que controlan el pitch y roll de la cabeza del rotor.

El Drag total del rotor que se ve en la esquina inferior izquierda tiene una variación realmente muy pequeña desde 553 hasta 535 Newton, que es tan solo un 1.5% de variación, que nuevamente es despreciable, y al combinar la variación del Lift total del rotor y el Drag total, se obtiene un comportamiento de L/D como se ve en la esquina inferior derecha, que tiene un valor máximo de 6.34 y un mínimo de 6.23, que representa una variación menor al 1%.

Figura 99. Comportamiento de los parámetros de performance (2) del rotor en los 360º de giro.



4.2.13 Selección de la fase crítica de operación del rotor de acuerdo a las cargas aerodinámicas.

La selección de las cargas críticas que se presentan en la operación normal del rotor, se realizará de acuerdo al ANEXO C. en donde se presenta la explicación, comportamientos y cargas de todas las posibles combinaciones de velocidades de desplazamiento, velocidades de rotación, ángulos de inclinación del rotor y ángulos de incidencia de las palas. De acuerdo a los datos presentados en ese anexo, se seleccionó una serie de fases críticas con cargas máximas de operación que se encontraran en el límite de factor de carga establecido por la normatividad británica para el diseño de estas aeronaves, que es de 3.5.

La combinación de fases criticas de vuelo que satisfizo los límites de factores de carga máxima de vuelo y además presento los valores más elevados de momento debido a las fuerzas aerodinámicas y fuerza centrifuga, fueron las siguientes:

Tabla 10. Fases críticas de vuelo.

Angulo de incidencia de las palas [º]	Angulo de inclinación del rotor [º]	Velocidad de desplazamiento [Km/h]	Velocidad de rotación de las palas [Rpm's]
-4	35	225	600
-2	35	175	600
6	35	62,5	517,5

El momento debido a las fuerzas aerodinámicas medido en el centro del rotor se tomó como parámetro critico, debido a que las palas se encontrarán sujetas en *cantilever,* y bajo estas condiciones, el momento en la raíz de la pala será un factor determinante en el diseño de las piezas del rotor, ya que deberán soportar estos momentos, que se deben a la distribución de fuerzas a lo largo de las palas. A continuación se presentaran en la Tabla 11, la combinación de las cargas criticas de las anteriores 3 fases de vuelo.

Tabla 11. Cargas criticas de operación del rotor.

Fuerza / Momento	Posición	Valor	Centroide	Momento en el centro de rotación
Thrust	Avance	9.989 N	3,06 m	30.566,3 Nm
	Retroceso	9.989 N	3,32 m	33.163,5 Nm
	Rotor	19.979 N	N/A	N/A
Tracción	Avance	1.345 N	1,809 m	2.433,1 Nm
	Retroceso	2.667 N	3,344 m	8.918,4 Nm
	Rotor	4.012 N	N/A	N/A
No Tracción	Avance	301 N	1,91 m	574,9 Nm
	Retroceso	668 N	2,76 m	1.843,7 Nm
	Rotor	969 N	N/A	N/A
Fuerza centrifuga	N/A	132.647 N	2,799 m	N/A

Además de estas cargas estructurales que deberá soportar el rotor, también se eligió un valor critico de Momento aerodinámico de acuerdo a las fases criticas anteriormente establecidas, en donde el valor máximo que se encontró, fue de 150 Nm, por lo que el sistema de control de cambio de paso deberá estar en la capacidad de soportar y superar ese momento para poder desempeñar una correcta operación.

4.2.14 Mejoras en las características aerodinámicas de un autogiro con rotor de paso variable

Revisando el Anexo C, se presentan graficas de comportamiento del factor de carga y del torque del rotor con respecto a la velocidad de desplazamiento, la velocidad de rotación y al ángulo de incidencia de la palas. A partir de estas graficas se puede ver una tendencia con respecto al ángulo de incidencia de las palas, ya que a medida que se aumenta este ángulo, la velocidad de máximo factor de carga se disminuye, y después de esta velocidad, se presenta una disminución abrupta del factor de carga, asemejándose a la entrada en perdida de una aeronave, pero esta vez debido a la alta velocidad, ya que el diferencia en el thrust de ambas palas será cada vez mayor a medida que se aumente el paso, y deberá entonces existir un mayor batimiento de las palas para equilibrar las fuerzas.

Con estas características de performance, se puede lograr una mayor velocidad máxima en el vuelo de los autogiros disminuyendo el paso de las palas, logrando volar hasta a velocidades de 250 Km/h, con un paso de -4º y no existirán problemas debido al torque del rotor, porque este sigue siendo positivo, mientras que en el caso de un paso de 6º positivos, el torque del rotor se vuelve negativo, lo que produciría una disminución en las revoluciones del rotor y su subsecuente descenso.

Además se lograría una disminución en la velocidad mínima o de stall, utilizando un paso mayor, con lo que se podrían realizar vuelos más lentos para tareas de observación detallada sobre el terreno, sin preocupación por la velocidad de rotación de las palas, ya que el torque del rotor con este paso, es positivo a bajas velocidades. Además la baja velocidad de perdida, significa que la pista necesaria para efectuar despegues se disminuirá significativamente, logrando una operación más económica de estas aeronaves, ya que no requerirían de condiciones especiales para una pista de aterrizaje.

El aumento del factor de carga con un mayor paso, es análogo al uso de flaps en aviones de ala fija, por lo que se pueden obtener las ventajas anteriormente mencionadas, pero además se podría utilizar para transportar una mayor carga, siempre y cuando la velocidad de vuelo se encuentre por debajo de la velocidad de perdida para el ángulo de paso seleccionado en el rotor.

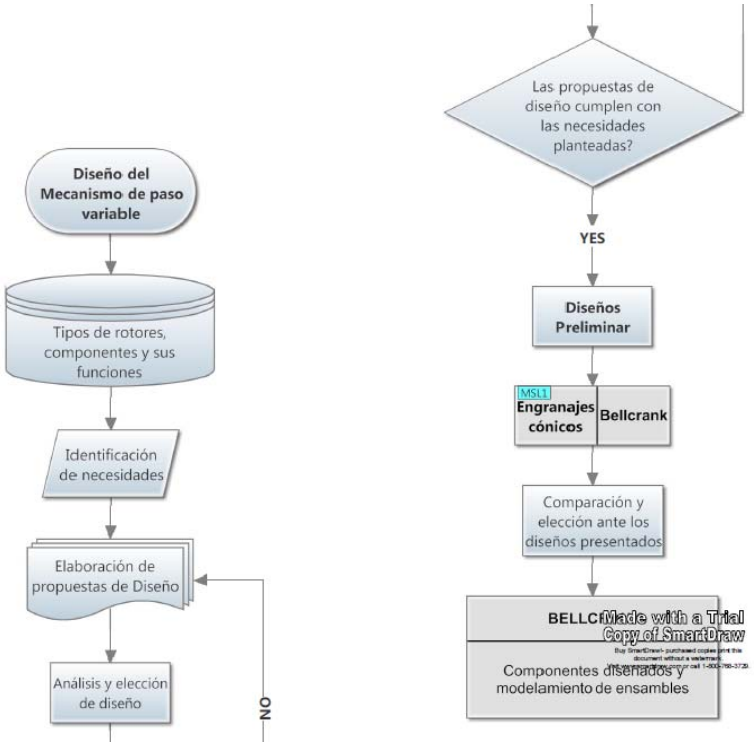
La velocidad de vuelo mínima para un vuelo estable se consigue con un ángulo de paso de 6º, llegando a una valor alrededor de 40 km/h, en donde el torque del rotor es positivo.

El ángulo de paso de 8º, es una condición de vuelo en donde no existe bajo prácticamente ninguna circunstancia torque positivo, por lo que este ángulo de operación será descartado de las condiciones de operación del rotor, y el rango de ángulos de incidencia estará entre -4º y 6º de paso.

4.3 DISEÑO CONCEPTUAL

Previo a la realización del diseño conceptual del rotor de paso variable, se ahondo en el tema de los rotores existentes, logrando un conocimiento de funcionalidad que permitió desarrollar un diseño práctico, basado en factores tanto aerodinámicos como estructurales.

4.3.1 DIAGRAMA DE FLUJO DISEÑO DE MECANISMO DE PASO VARIABLE


Diseño del Mecanismo de paso variable
Tipos de rotores, componentes y sus funciones
Identificación de necesidades
Elaboración de propuestas de Diseño
Análisis y elección de diseño
NO
Las propuestas de diseño cumplen con las necesidades planteadas?
YES
Diseños Preliminar
MSL1
Engranajes cónicos
Bellcrank
Comparación y elección ante los diseños presentados
Componentes diseñados y modelamiento de ensambles
Made with a Trial Copy of SmartDraw

4.3.2 Tipos de rotores

4.3.2.1 Rotor tambaleante o semi-rígido

En este rotor usualmente se encuentran dos palas sujetas a un componente basculante común, que se encuentra conectado al eje de rotación. Ambas palas también se encuentran conectadas por medio de sistemas de cambio de feathering y lead/lag. Con el componente basculante común para las palas, se les permite un eje de libertad (flapping), haciendo que una pala suba y la otra baje, modificando los ángulos de ataque de las palas. Estos rotores tienen la ventaja de ser simples mecánicamente y de fácil mantenimiento, pero tienen la desventaja de tener un alto Drag parasito en vuelo hacia adelante.

Este tipo de rotores es modificado para su uso en autogiros, eliminando los ejes de libertad de feathering y lead/lag, resultando en un modelo sencillo y económico.[61]

Figura 100. Rotor semi-rígido.

Fuente: http://www.flickr.com/photos/gmaranhaoaviacao

4.3.2.2 Rotor articulado

En este tipo de rotores se permiten los 3 grados de libertad anteriormente mencionados por medio de puntos de pivote y sistemas de control independientes para cada pala. Este tipo de rotores tiene el inconveniente de ser mecánicamente complicados, con una gran cantidad de componentes y un mantenimiento costoso. También suele ser bastante pesado y tienen un alto Drag parasito, pero sin embargo es el más utilizado en helicópteros y ha demostrado una gran confiabilidad. [62]

Figura 101. Rotor articulado.

Fuente: http://www.avioesemusicas.com/aviacao/faq

[61] Gessow Alfred. Aerodynamics of the Helicopter. New York: New York University. 3 ed. 1985, P. 29.
[62] Leishman J. Gordon. Principles of Helicopter Aerodynamics. Maryland: University of Maryland; 2000. p. 128.

4.3.2.3 Rotor sin articulación o rígido

en este tipo de rotores se eliminan los puntos de pivote de flapping y lead/lag, consiguiendo estos grados de libertad por medio de la flexibilidad de las palas. El eje libre para el feathering se conserva para permitir un control del ángulo de incidencia de las palas con el control cíclico y colectivo. La ventaja de este diseño es que es mecánicamente simple. Sin embargo el diseño es complicado, ya que los grados de libertad que se deben permitir sin puntos de pivote, deben ser logrados con la construcción de una viga estructural en las palas que soporte esas flexiones. Estos rotores tienen un bajo valor de Drag parasito, debido a los pocos componentes utilizados y al HUB limpio que poseen.[63]

Figura 102. Rotor rígido.

Fuente: http://www.flickr.com/photos/chickenhawk72/sets

4.3.2.4 Rotor sin ninguna articulación

Es un diseño innovador donde se eliminan todos los puntos de pivote, incluyendo el feathering, por lo que los grados de libertad se deben conseguir doblando, flexionando y torciendo o girando la estructura del HUB. Estos rotores deben utilizar materiales compuestos como fibra de vidrio, carbono y kevlar para lograr la flexibilidad necesaria en la estructura, además de la utilización de un análisis estructural dinámico basado en elementos finitos para su diseño y construcción.

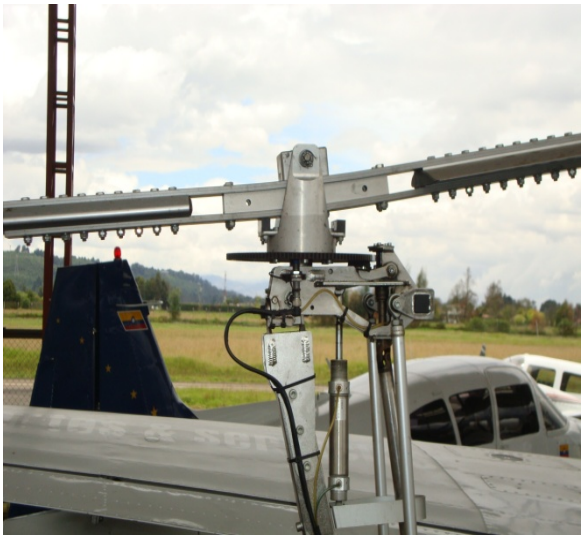
[63] Watkinson Jhon. The Art of the Helicopter. Oxford, United Kingdom; 2004, P. 128

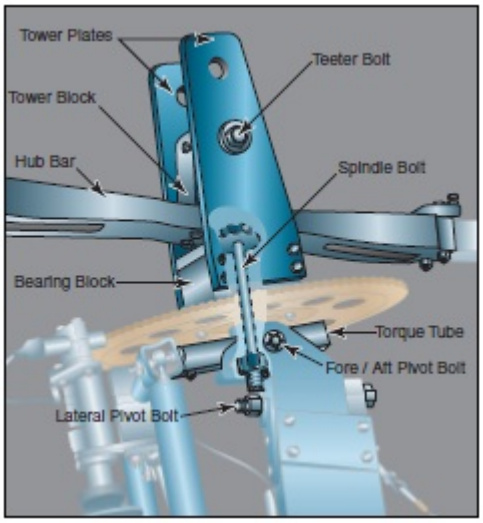
4.3.3 COMPONENTES DEL ROTOR DE UN AUTOGIRO

El diseño del rotor se realizo a partir de conocimientos previos, que se obtuvieron a través del desarrollo estadístico para la elección del autogiro y el acceso a este en la pista de Guaymaral Cundinamarca.

En la siguiente figura se puede ver el rotor que tiene el autogiro MTO Sport

Figura 103. Rotor con paso fijo y sus componentes





Fuente: Rotorcraft Handbook

4.3.4 IDENTIFICACION DE NECESIDADES

La estructura del rotor del autogiro, y su sistema de cambio de paso deberán cumplir con unos requerimientos de diseño como:

- Soportar las cargas aerodinámicas criticas de operación
- Sistema de cambio de paso que supere el momento aerodinámico crítico ejercido por las palas.
- Bajo peso, para respetar los límites de operación de acuerdo a la certificación de la aeronave.
- Tamaño similar al del rotor original del autogiro, sin sobredimensionarlo, debido al aumento del Drag parasito, o posibles modificaciones de la estructura original de la aeronave.
- Estructura solida, con la menor cantidad de puntos débiles.
- Factibilidad en su construcción, producción y operación, sin incurrir en sistemas demasiado complejos.
- Utilización de materiales de calidad aeronáutica.
- Bajo costo de construcción y mantenimiento.

- Confiabilidad en su operación, sin producir condiciones inseguras como disimetría del paso de las palas.

4.3.5 PROPUESTAS DE DISEÑO

Para desarrollar un diseño viable que cumpliera con cada una de las necesidades, se estableció realizar varios diseños que permitieran abordar las posibles soluciones estructurales para lograr el cambio de paso variable.

A continuación se mostrarán cada uno de los diseños planteados, indicando el funcionamiento.

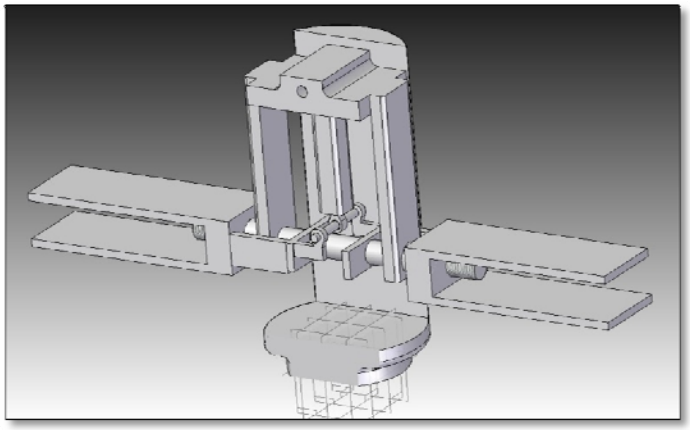
4.3.5.1 Propuesta 1

Este diseño está basado en un mecanismo tipo tijera, donde el punto de poyo se encuentra entre el esfuerzo resistente (palas) y el esfuerzo motriz (actuador).

Un actuador eléctrico que se desplaza permitiendo una rotación del eje principal, que funciona como pieza de unión de las palas al hub.

Al desplazarse el actuador hacia arriba el pin sujetador, hala las rótulas que a su vez giran las palancas que van conectadas a las palas, realizando el cambio de paso de forma simétrica.

Figura 104. Rotor propuesta 1

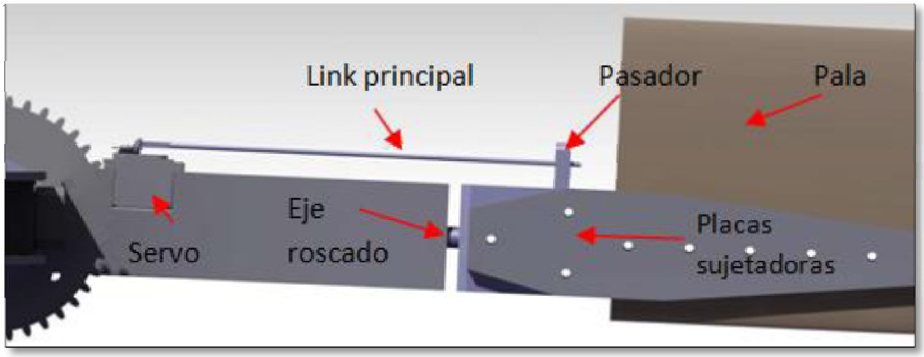


Como sistema de seguridad, el eje principal cuenta con un roscado en sus extremos, que evita que por efecto de la rotación y la fuerza centrífuga se desplacen las palas hacia afuera.

4.3.5.2 Propuesta 2

Este diseño plantea un cambio estructural en el hub, dividiéndolo en tres piezas, donde a cada uno de sus extremos se tiene un eje roscado. Los extremos del Hub poseen un pasador anclado que va conectado a través de un link al servo que controla cada pala. El hub tendrá 2 servo motores ubicados a la misma distancia del centro pero en direcciones contrarias, esto con el fin de que cada servo pueda girar las palas de forma independiente, pero conectados electrónicamente entre sí, para realizar el cambio de paso simétricamente.

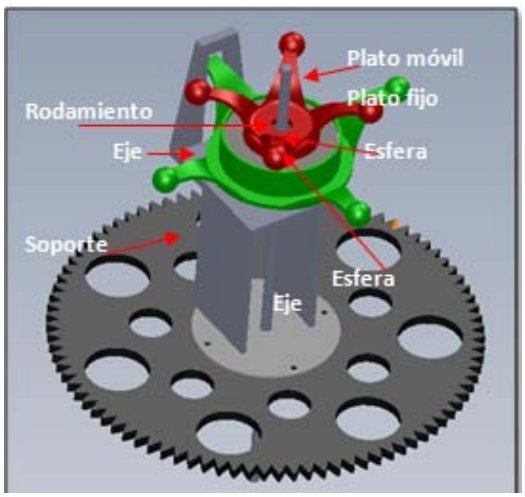
Figura 105. Rotor propuesta 2.



4.3.5.3 Propuesta 3.

En este diseño se usa como base el mecanismo de paso variable de un helicóptero convencional usando un swash plate, que mediante un sistema de links y rótulas se conecta a través de un eje central a las palas. Sin embargo este sistema debe ser agregado a la estructura básica del rotor del autogiro.

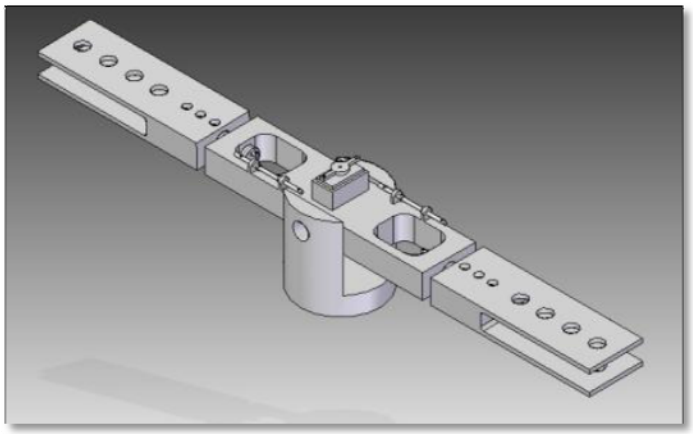
Figura 106. Rotor propuesta 3.



4.3.5.4 Propuesta 4

En este diseño se ubica un servo en el centro del HUB con la fuerza necesaria para mover ambas palas al mismo tiempo. Con la rotación del servo se desplazan linealmente 2 links independientes que giran un bellcrank conectado a las palas por medio de un eje roscado que une los extremos del hub.

Figura 107. Rotor propuesta 4.



4.3.6 ELECCION DEL DISEÑO

A partir de las 4 propuestas anteriormente planteadas, se realizara una evaluación, de cada una para determinar ventajas y desventajas estructurales, aerodinámicas, de mantenimiento, costo, peso, confiabilidad, factibilidad y maquinabilidad. A continuación se presentaran en la tabla 12, los resultados obtenidos de la evaluación cualitativa de las propuestas para el rotor de autogiro.

Tabla 12. Comparación cualitativa de las propuestas.

Propuesta No.	Ventajas	Desventajas
	➢ Control de paso con alta precisión. ➢ Alta confiabilidad del actuador. ➢ Grandes capacidades de	➢ Modificación estructural compleja. ➢ Alimentación del actuador improbable. ➢ Aumento drástico de

1	fuerza por parte del actuador.	peso en la estructura. ➢ Aumento en el drag paracito del rotor. ➢ Baja factibilidad de construcción.
2	➢ Pocas modificaciones estructurales. ➢ Bajo costo del mecanismo de control. ➢ Poco aumento de peso.	➢ Poca confiabilidad del sistema, debido al uso de dos servos independientes, que producirían una condición insegura, en el caso de fallo de uno solo. ➢ Complejidad en las conexiones eléctricas del sistema.
3	➢ Históricamente usado en rotores de helicópteros, condición que permite obtener una alta confiabilidad del sistema.	➢ Baja factibilidad de construcción. Alto costo de producción y mantenimiento. ➢ Aumento considerable del peso. Aumento del drag parasito. ➢ Incompatibilidad de funcionamiento del sistema de control, entre el swash plate y el rotor básico del

		autogiro.
4	➢ Facilidad de construcción. ➢ Modificaciones estructurales sencillas. ➢ Bajo costo de fabricación. ➢ Alta confiabilidad del sistema de control.	➢ Complejidad en las conexiones eléctricas del sistema. ➢ Desplazamiento longitudinal de las palas debido a la rosca del eje.

4.4 DISEÑO PRELIMINAR DEL ROTOR

4.4.1 Diseño preliminar No. 1: Cambio de paso mediante engranajes cónicos

Teniendo en cuenta las necesidades en cuanto a componentes adicionales requeridos, comparado con el autogiro MTO-SPORT MT-03 Autogyro®, se redimensionó el tamaño total de la cabeza, tanto en su apariencia y medidas de partes exteriores (Ver figura 108), como en piezas ubicadas dentro del hub (Ver Figura 109) para la instalación del mecanismo de paso variable.

Figura 108. Representación gráfica diseño rotor y sus componentes exteriores.

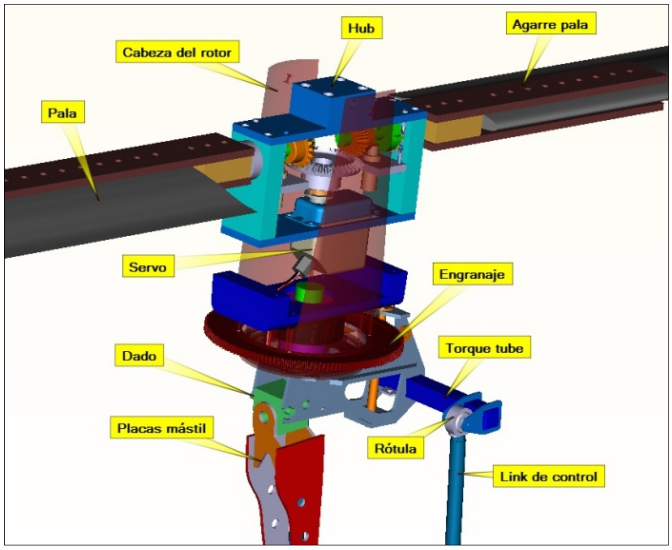
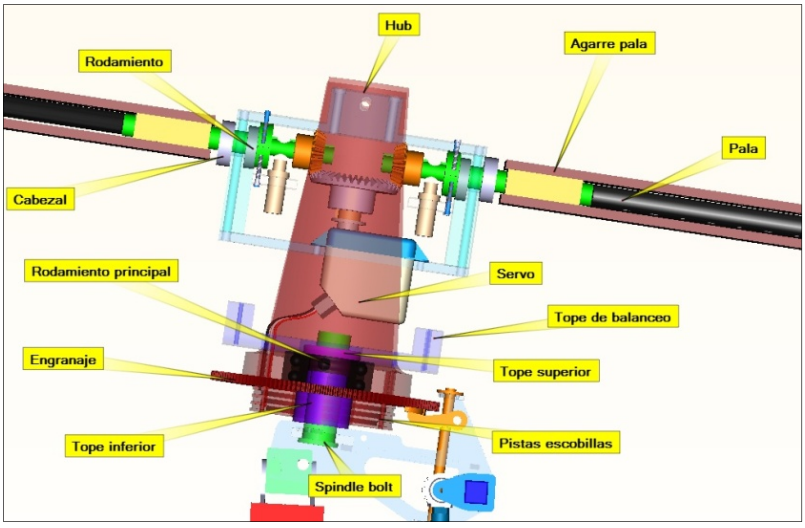


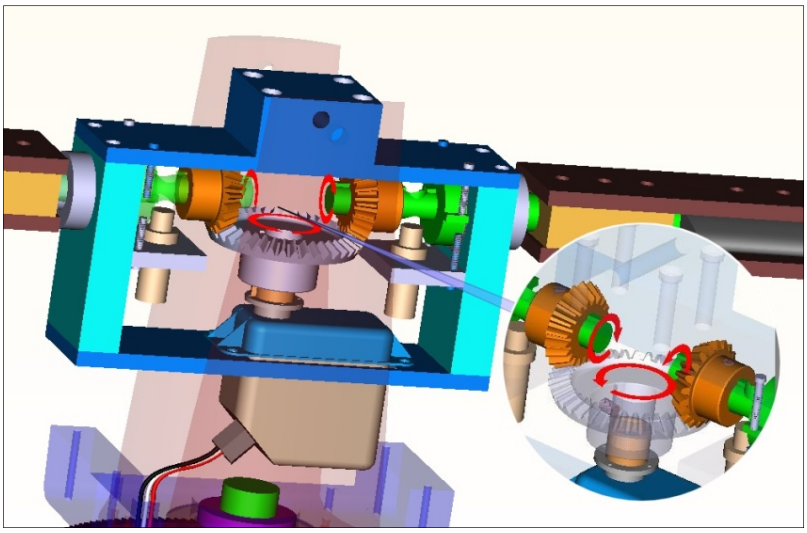
Figura 109. Representación gráfica diseño rotor inicial y sus componentes interiores.



- **Sistema mecánico de transmisión de movimiento**

El problema principal que presenta el diseño es el que la transmisión de movimiento obtenida desde el servo tiene sentido de giro alrededor del eje “x” según la figura 110, se debe transmitir de forma que los ejes colocados atravesando los agarres de las palas y el hub de manera que uno de los ejes gire de forma horaria y otra anti horaria sobre el eje “y” limitadamente entre -4° y 6°.

Figura 110. Sentido de giro de galleta de servo y ejes.



$$Paso\ diametral = P_d = \frac{N_p}{d} = \frac{N_G}{D} = 10 \quad [57]$$

Siendo Np = Número de dientes del piñón = 20

N_G = Número de dientes del engranaje = 60

Relación de engranaje

$$m_G = \frac{N_G}{N_p} = 3 \quad [58]$$

4.4.2 Diseño preliminar No. 2: Sistema de palancas y bellcranks.

Se debe tener en cuenta que para que se pueda tomar como un diseño preliminar, se deben tomar propuestas de diseño totalmente desarrolladas, para compararlas al final y escoger cual es la mejor, exponiendo los criterios por los cuales se considera apropiado frente al otro.

De acuerdo a la decisión tomada en el subcapítulo 4.3.5, se profundizo en el diseño de la propuesta 4, a nivel estructural y de control, para identificar las posibles dificultades que se podrían presentar durante su construcción y operación.

El diseño del mecanismo de control está basado en un servo que sujeta por medio de juntas con rotulas dos varillas que se desplazan linealmente dentro de dos guías, que al avanzar o retroceder giran un bellcrank, el cual rota el eje roscado ubicado en los extremos del hub y se encarga de unir las palas a este.

El eje roscado se eligió porque el sistema de sujeción de las palas estará expuesto a altas cargas de fuerza centrifuga, por lo que se asume que la rosca evitara el deslizamiento de estas, además de brindar rotación al sistema.

Para el accionamiento del cambio de paso, un potenciómetro ubicado en el panel de control, permite dar un ángulo de inclinación a las palas, la transmisión de esta señal, se hace a partir de un cableado que llega hasta el mástil, donde un conjunto de 3 escobillas con sus respectivos rieles transmiten la señal al servo, evitando problemas de enrollamiento en los cables debido a la rotación del rotor. La señal finalmente acciona el servo, que al girar, desplaza los links encargados de rotar las palas a través de un arreglo de bellcranks y rotulas.

Los factores de diseño principales fueron: el peso de la aeronave, control de paso variable y tamaño de las palas, cargas aerodinámicas y factores de carga estipulados por la normatividad Europea.

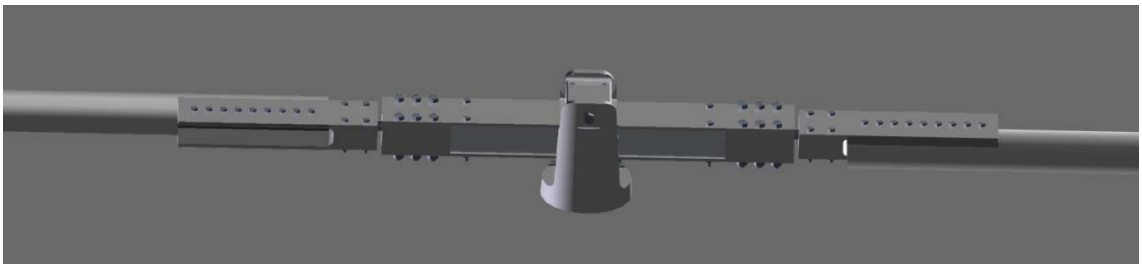
A continuación se nombraran las partes que componen el rotor con su respectivo diseño.

- **HUB**

  Es la pieza central del rotor que permite unir las palas a la aeronave y para esta investigación tiene la función de agregar un grado de libertad al rotor, aliviando las cargas estructurales debido a la distribución asimétrica de la sustentación, a través de un punto de pivote.

  Para lograr el grado de libertad que permite el cambio de paso en las palas del rotor, se realizo una división del Hub, en tres partes.

Figura 111. Hub



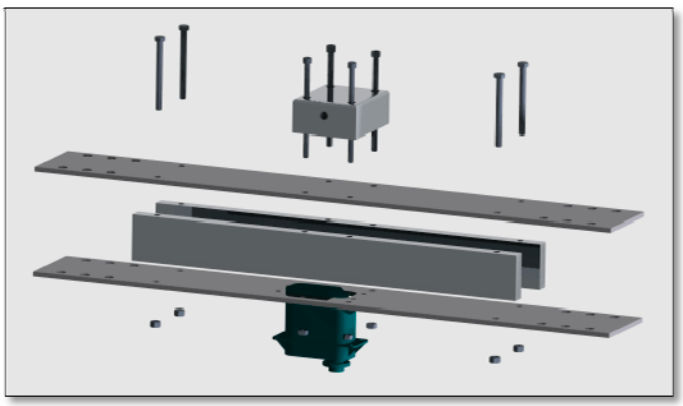
- **Parte central del Hub.**

  Esta pieza se encuentra fija y está conectada a la cabeza del rotor. En esta parte se ubico, el servo de control, los mecanismos de palancas para hacer el cambio de paso y dos ejes en el sentido longitudinal del Hub, ubicados en los extremos, para permitir el giro de las palas.

  Estructuralmente, el Hub se diseñó, con cuatro vigas, dos ubicadas horizontalmente, que absorberán las fuerzas de tensión generadas por la fuerza centrifuga, al igual transmitirán los momentos de tracción y no tracción a la cabeza del rotor para acelerar o frenar la rotación de las palas, y se encargaran de unir los componentes de la sección central del Hub.

  Las dos vigas ubicadas verticalmente, soportaran los momentos de flexión, debido al thrust de las palas y lo transmitirán a la cabeza rotora, proporcionándole sustentación a la aeronave. De igual forma funcionaran como wing box, facilitando un espacio para la ubicación del eje de cambio de paso de las palas, que será sujetado por dos piezas con forma de mordaza evitando que este salga del Hub debido a la fuerza centrifuga. A continuación encontrara una imagen de esta pieza (Figura 112).

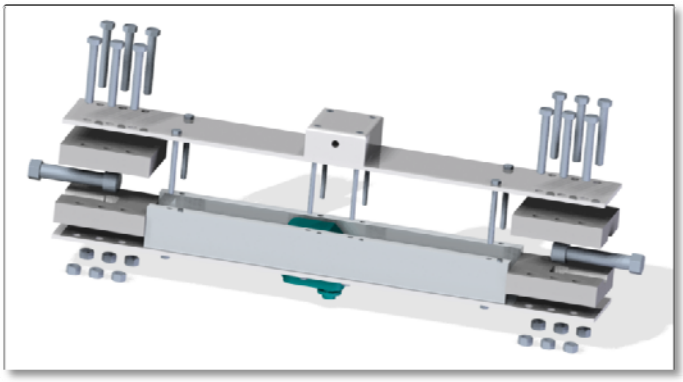
Figura 112. Explosionado parte central del Hub



- **Eje de cambio de paso de las palas.**

  Es un eje, que tiene como función la unión entre la parte central del Hub y el agarre de las palas, proporcionando un grado de libertad en forma de rotación, en el sentido de Pitch de estas. Uno de los extremos de este eje posee una terminación cilíndrica de mayor diámetro y se encuentra ubicada dentro de dos piezas que forman una mordaza, permitiéndole movimiento en sentido rotacional, con una restricción de desplazamiento longitudinal, que se logra gracias a esta terminación. Del otro extremo el eje posee una terminación en forma hexagonal.

Figura 113. Ensamble eje con la parte central del Hub.

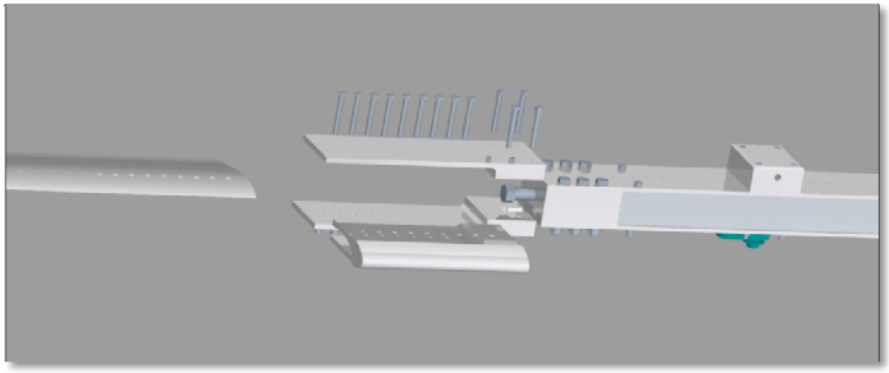


- **Parte externa del Hub.**

  Esta pieza sujeta las palas, por medio de pernos, y la conecta al Hub central a través del eje. La conexión al eje se logra, debido a la geometría hexagonal que posee el eje en el extremo, funcionando como transmisor de momento o torque para lograr el cambio de paso de las palas cuando se gire el eje. La terminación se diseño de esta forma para permitir un mejor agarre, evitando una posible rotación de este, que podría afectar la precisión del ángulo de ataque que se quiere lograr en las palas.

  Entre la unión de las palas y las parte externa del Hub, se encuentra una pieza que evitara la vibración o el movimiento de las palas en sentido vertical.

Figura 114. Ensamble parte externa del Hub con la pala.



CABEZA ROTORA

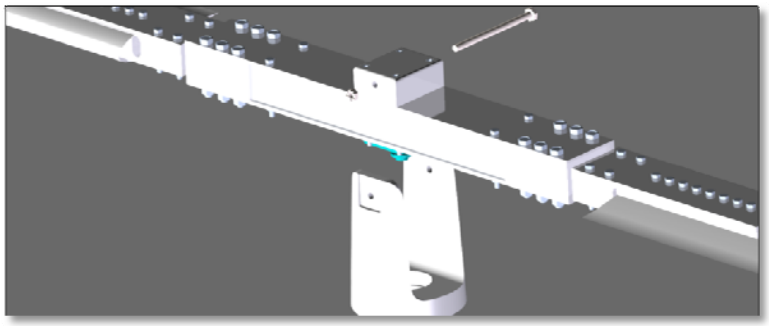
Este componente del rotor, está formado por 5 piezas, que permiten la transmisión de cargas desde el Hub, hasta el marco del autogiro.

- **Teeter Bolt.**

  Es un perno que transmite las cargas desde el Hub hacia la pieza exterior de la cabeza. Trabaja a cortante y no puede ser torqueado con una tuerca, debido a que la deformación que se presentaría en las paredes de la pieza exterior de la cabeza evitaría el batimiento natural de las palas.

  Se ubica dentro de un cubo que está sujeto al Hub central, por medio de cuatro pernos verticales.

Figura 115. Ensamble del Teeter Bolt con el Hub.



- **Pieza exterior de la Cabeza Rotora.**

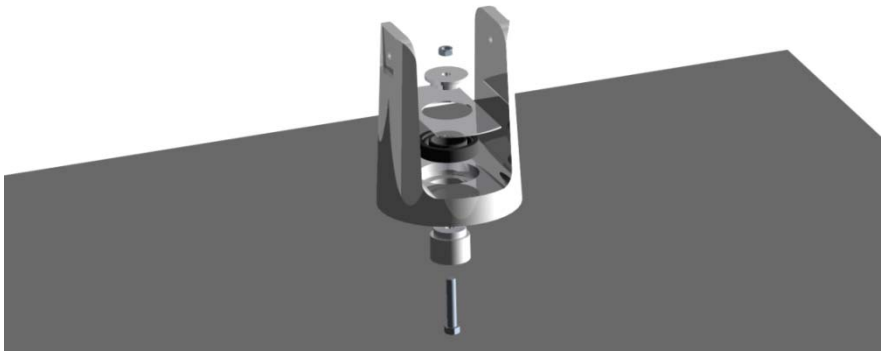
  Esta pieza sujeta al Teeter Bolt, por medio de dos paredes verticales, que absorben las cargas provenientes de este, para ser transmitidas a través de una muesca cilíndrica al rodamiento.

Figura 116. Cabeza rotora con el Teeter Bolt.

- **Parte central**.

  Este componente consta de dos piezas, los topes del rodamiento, ubicados en la parte central de la cabeza del rotor encargado de evitar el movimiento vertical del rodamiento y el perno central que transmite todas las cargas del rotor hasta la estructura de la aeronave a través del mástil.

Figura 117. Topes del rodamiento



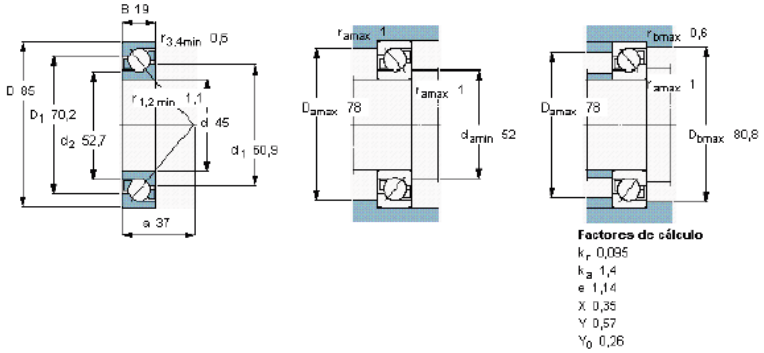
- **Rodamiento**.

  Este componente se encuentra unido en ajuste con la parte exterior de la cabeza del rotor, tiene como función evitar el rozamiento entre la parte rotora (parte exterior de la cabeza) y la parte estatora (parte central de la cabeza), además sirve como puente de transmisión de cargas provenientes de la parte exterior hacia la parte central del rotor.
  Selección del rodamiento
  Las condiciones de operación del rotor del autogiro, establecen un modo de empleo del rodamiento, en donde se garantice la rotación de la parte móvil de la cabeza del rotor, y se permita una conexión de la parte estática de la cabeza el rotor con el resto de la estructura, de modo tal que se transmitan las cargas desde la parte rotora hacia la estructura principal de la aeronave. Debido a esta configuración, se decidió emplear, tal y como se hace en el resto de los autogiros, un rodamiento de bolas con contacto angular de una

hilera, que transmita las cargas axiales debido a la sustentación de la aeronave y permita una libre rotación de la cabeza del rotor.
La selección del rodamiento se realizo de acuerdo a la geometría propuesta en el diseño del rotor, garantizando el menor tamaño posible del diámetro externo del rotor y teniendo un valor razonable de diámetro interno del rotor, que no fuera demasiado pequeño, ya que el perno central que atraviesa este componente se vería limitado en su diámetro y causaría una disminución en su resistencia estructural. Debido a los anteriores factores, se selecciono el rodamiento SKF 7209 BECBJ64, con las dimensiones y características que se ven a continuación:

Figura 118. Características del rodamiento

Dimensiones principales			Capacidades de carga dinámica	estática	Carga límite de fatiga	Velocidades Velocidad de referencia	Velocidad límite	Masa	Designación
d	D	B	C	C_0	P_u				
mm			kN		kN	rpm		kg	-
45	85	19	37,7	28	1,2	9000	9000	0,43	7209 BECBJ



Los parámetros de cálculo del rodamiento para determinar su vida útil fueron:

- Carga axial (máxima) de 1543 Kg o 15,43 KN
- Velocidad de rotación (máxima) de 600 rpm's
- Viscosidad de grasa de 120 mm2/s (compatible con este tipo de rodamientos)

Con estos datos la vida nominal del rodamiento fue de 27 millones de revoluciones, o 750 horas de operación. Este tiempo de vida útil del rodamiento está garantizado por SKF con un 90% de confiabilidad, y sería suficiente tiempo como para realizar un servicio mayor al autogiro tipo "C Check", en donde la única tarea requerida seria hacer un cambio de rodamiento. Sin embargo esta vida útil está basada en las condiciones de operación extremas del rodamiento, y no son las condiciones reales de utilización del mismo en vuelo, ya que normalmente se volaría con un factor de carga de 1 para realizar un vuelo recto y nivelado, por lo que se ingresaron nuevos datos en el calculador de SKF, teniendo una fuerza axial de 4,41 KN correspondientes a 450Kg y 385 rpm's', dando como resultado una vida

[64] www.SKF.com

nominal de 7640 millones de revoluciones, o 330.700 horas, que es prácticamente una vida infinita para la operación de este tipo de aeronaves, que solo vuelan los fines de semana de forma deportiva y no permanecen mucho tiempo en vuelo. Para ver los resultados de estos cálculos realizados con el software de SKF para calcular la vida útil de este rodamiento, vea el Anexo D

PALAS

Para efectos prácticos, se decidió usar las palas con las que viene el autogiro MTO SPORT, ya que estas se encuentran certificadas por la normatividad de Gran Bretaña.

Figura 119. Palas Autogyro MTO Sport

4.4.2.1 Materiales

Para el diseño de la estructura del Rotor, se deberán usar materiales de uso aeronáutico, que posean características, que cumplan con las exigencias estructurales y operacionales a las que se verá sometido este componente.

Algunas de las características más importantes para la selección de materiales son:

Baja densidad, que se verá reflejada en el peso total de la estructura, resistente a condiciones térmicas ambientales ya que estará expuesto a la intemperie, facilidad de maquinado, disponibilidad y bajo costo que harán de esta estructura una buena inversión en la industria aeronáutica del autogiro, alta resistencia a cargas de tensión, compresión y cortante, que brindaran un alto grado de seguridad.

Para este proyecto se abordaran, materiales que se encuentran en el MIL-HDBK, ya que poseen una completa información, en tablas con datos tanto del diseño mecánico como de las propiedades físicas y en graficas estadísticas donde se pueden apreciar el comportamiento de ensayos (pruebas térmicas, de esfuerzo y resistencia) que se realizaron sobre probetas de cada material.

A continuación se listaran los 3 materiales que fueron objeto de investigación, y los cuales son ampliamente usados en el mercado de la aviación.

- **Aluminio:**

  Es un metal con propiedades mecánicas excelentes dentro del grupo de los metales no ferrosos. Es de peso ligero en comparación con el acero, resistente a la corrosión atmosférica por lo que no requiere ningún tipo de pintura de protección, es maleable, y por lo tanto permite moldearse con todas las técnicas habituales de tratamiento, con mayor facilidad que otros metales, además es versátil ya que al utilizarlo en aleaciones, puede ser rígido o elástico, permitiendo adaptarse a una amplia gama de necesidades.[65]

  El grupo de los aluminios aleados, se puede dividir en dos, debido a los diferentes procesos de conformado que puede tolerar el aluminio y sus aleaciones, los forjados y los de fundición. Para el primer grupo, existe una designación numérica que permite identificar, las aleaciones para forja, no tratables térmicamente (1xxx, 3xxx, 5xxx) y tratables térmicamente (2xxx, 6xxx, 7xxx), esta ultima división, contiene las aleaciones de aluminio con mayor resistencia mecánica, en especial los del grupo, 2xxx y 7xxx.

  En la serie 2xxx, el principal elemento aleante es el Cobre (Cu), tienen una buena relación dureza peso, una maquinabilidad muy buena, pero una mala resistencia a la corrosión, aunque esta característica se puede tratar, por medio de galvanización con aluminio de alta pureza o con aleaciones de serie 6xxx. Estos aluminios son usados frecuentemente en las ruedas y los fuselajes de las aeronaves.

  En la serie 7xxx, el mayor elemento aleante es el Zinc (Zn), las proporciones van desde 1% a un 8%, de igual forma se añade en cantidades pequeñas Magnesio (Mg), y Cobre (Cu). La principal propiedad es la dureza, pero posee una muy baja resistencia a la corrosión bajo tensión, para ello se suele aplicar tratamientos térmicos levemente, para lograr una mejora en este defecto.

  Ya que existen un gran número de aleaciones de este metal, se tomo la decisión de hacer uso de aluminios ampliamente utilizados en el ámbito aeronáutico, con la capacidad de ofrecer una alta resistencia mecánica combinada con ligereza.

  Aluminio 2024: Posee una alta resistencia a la fatiga constituyéndose en una ventaja para estructuras y piezas que necesitan una muy buena relación de resistencia-peso, es ligeramente superior a la que tiene la aleación 2014,

[65] Estados Unidos. Army Material Command. Engineering Design Handbook. Helicopter Engineering, Part Two, Detail Design. 1976. P. 2-4.

presenta una resistencia al cortante en estado recocido de 18 Ksi, pero en condiciones T3 Y T4 se obtiene una resistencia de 41 Ksi. Dureza Brinell: 120.

Figura 120. Propiedades físicas del aluminio 2024

Densidad [gr/cm^3]	2.77	Coef. De dilatación (0 a 100 ºC) [ºC^{-1} x 10^6]	22.9
Rango de fusión [ºC]	500 – 638	Conductividad Térmica (0 a 100 ºC) [W/m ºC]	Temple T3: 120
Módulo de elasticidad [MPa]	73000	Resistividad a 20 ºC [μΩcm]	Temple T3: 5.7
Coeficiente de Poisson	0.33	Calor específico (0 a 100 ºC)	920

Fuente: www.delmetal.com.ar

Aluminio 7075: Posee una alta relación de resistencia-densidad, con buena resistencia a la fatiga en comparación con otros metales, es poco resistente a la corrosión. La resistencia al cortante para condiciones de endurecimiento O (tipo del templado del material), es 22 Ksi y para la condición T6 es 48 Ksi. Dureza Brinell: 165.

Figura 121. Propiedades físicas del aluminio 7075

Densidad [gr/cm^3]	2.80	Coef. De dilatación (0 a 100 ºC) [ºC^{-1} x 10^6]	23.5
Rango de fusión [ºC]	475 – 630	Conductividad Térmica (0 a 100 ºC) [W/m ºC]	Temple T6: 130
Módulo de elasticidad [MPa]	72000	Resistividad a 20 ºC [μΩcm]	Temple T6: 5.2
Coeficiente de Poisson	0.33	Calor específico (0 a 100 ºC)	915

Fuente: www.delmetal.com.ar

- **Acero**.

Es una aleación de hierro con una cantidad de carbono que oscila entre 0,1% y 2,1%. Se pueden encontrar muchas clases de aceros, gracias a su amplia gama de aleaciones. Algunos de los tipos de acero son; Acero al carbono (0,03-2.1% C), Acero corten (para intemperie), Acero inoxidable (aleado con cromo), Acero micro aleado (baja aleación alta resistencia), Acero rápido (muy duro, tratamiento térmico).

Los procesos donde se modifican las propiedades del acero, como la dureza, ductilidad y tenacidad, se reconocen como tratamientos térmicos, las

operaciones de este tipo más comunes son; Recocido, Templado, Revenido, y Endurecimiento superficial.[66]

Existen otro tipo de tratamientos en los cuales se modifican las propiedades de la estructura del acero, además de generar cambios en la composición química de la capa superficial, estos son conocidos como tratamientos Termoquímicos, los objetivos de este tipo de tratamientos son; aumentar la dureza superficial de las piezas con un núcleo blando y tenaz, aumento del poder lubricante a través de la disminución del rozamiento, disminución al desgaste aumentando la resistencia a este, aumento de resistencia de fatiga o aumento de la resistencia a la corrosión.

Este material presenta una alta resistencia mecánica cuando es sometido a esfuerzos de tracción y de compresión, la elasticidad es muy alta, es fácil de soldar permitiendo la construcción de estructuras con piezas rectas, son fáciles de trabajar, doblar y torcer, además se pueden cortar y perforar sin que pierdan eficiencia. Dentro de los aspectos negativos encontramos una tendencia alta de oxidación al estar al aire libre, y si es expuesto a sal marina puede presentar corrosión, pero puede ser evitada a través de aleaciones. Por otra parte es transmisor de calor, y se debilita mucho a altas temperaturas, de igual forma es un alto transmisor de corriente.

Titanio

Es un metal puro y ligero que se obtiene de la ilmenita, de color gris oscuro negro. El símbolo en la tabla periódica es Ti, situándose en el grupo número cuatro.

Las propiedades físicas son muy parecidas a las del acero. Es de baja densidad, buena tenacidad, resistente a la tracción, posee gran dureza y firmeza, y presenta baja corrosión frente a químicos y medio ambiente (agua salada), es un buen conductor de electricidad y calor, además es mucho más ligero que la mayoría de los metales, presentando una buena relación resistencia-peso.[67]

Uno de los grandes problemas que se tienen, cuando se decide trabajar con titanio es el costo elevado, limitando su uso industrial.

Las aleaciones más comunes son con metales como; aluminio, molibdeno, hierro y manganeso. Otras son el ferro carbono titanio, el cuprotitanio y el manganotitanio. El uso de este material es común en las expediciones

[66] Estados Unidos. Army Material Command. Engineering Design Handbook. Helicopter Engineering, Part Two, Detail Design. 1976. P. 2-2.
[67] Estados Unidos. Army Material Command. Engineering Design Handbook. Helicopter Engineering, Part Two, Detail Design. 1976. P. 2-6

aeroespaciales, ya que cuentan con la capacidad económica para solventar el elevado costo. Cuando es aleado con aluminio y vanadio, es usado ampliamente en los aviones, en piezas como las puertas, componentes del tren de aterrizaje, protecciones del motor y alabes del compresor.
Existen dos tratamientos para este material, el tratamiento termoquímico "nitruración" y el superficial. El primero se realiza en titanio puro o en la aleación Ti-6Al-4v, logrando un incremento de la dureza superficial de hasta un 500% comparado con el material no tratado, esto sucede con una capa de revestimiento lisa y homogénea, propia de este tratamiento.
En el segundo tratamiento, se puede hablar de 5 de estos; lubricación, oxidación térmica, anodización, electroplaqueado, e ionización.
Existen tres tipos estructurales de alecciones de titanio.

Alpha: no son tratables térmicamente, presentan bajo nivel de resistencia media, buena resistencia a la muesca y una ductilidad buena, son las aleaciones con mas alta resistencia a la corrosión,

Alpha-Beta: son aleaciones tratables térmicamente, la mayoría de estas aleaciones presentan soldabilidad pobre debido a la micro-estructura a dos fases, los niveles de fuerza van desde medianos a grandes, es altamente resistente a la fluencia de temperatura.

Beta: son aleaciones totalmente tratables térmicamente, por lo general son soldables, posee una buena resistencia a la fluencia a temperaturas intermedias.

4.4.2.2 Uniones.

Como se vio anteriormente el rotor consta de varias piezas, y estas deben ser unidas del tal forma que garanticen el correcto funcionamiento de la totalidad del conjunto. Es por esta razón que se analizaron los dos métodos de sujeción mecánica, para determinar la mejor opción de acuerdo a las exigencias de la estructura.

El primer grupo son las uniones permanentes, estas se refieren a aquellas que una vez ensambladas es muy difícil separar las piezas, sin causar daños en las zonas de unión. Es el caso de la soldadura, los remaches y los ajustes forzados.

El segundo grupo son las uniones conocidas como no permanentes, estas son usualmente empleadas para casos en los que se desea desensamblar las piezas sin el empleo de métodos destructivos, o para traslados de la estructura. Dentro de este grupo se encuentran, elementos roscados, chavetas, lengüetas, pasadores y seguros elásticos.

Para el diseño de la estructura del rotor, se opto por usar una unión del segundo grupo, ya que para efectos de acceso a las piezas en caso de mantenimiento, operación y resistencia de la estructura, es la mejor opción.

Dentro de las formas en que se puede lograr esta unión, se eligió usar pernos y tornillos, debido a que estas son piezas metálicas, normalmente de acero, con una alta capacidad de resistencia a cargas externas de tensión, cargas debidas a momentos y cargas de cortante, o una combinación de estas.

4.4.2.3 Selección de pernos y tornillos.

La elección de pernos y tornillos, se realizo de acuerdo a las normas para pernos, donde la resistencia mínima de prueba o la carga de prueba mínima, se especifican a través de cantidades ASTM (American Society of Testing and Materials). La resistencia de prueba, se deriva de la relación entre la carga de prueba y el área de esfuerzo a tensión, esta primera se reconoce como la carga máxima (fuerza) que un perno puede soportar sin sufrir una deformación permanente. Si la resistencia mínima ASTM, llegase a ser igual o mayor a 120 Kpsi, los pernos pueden encontrarse como SAE (Society of AutomotiveEnginners) de grado 5.

La organización que regula el desarrollo de las normas para tornillos y pernos, es la ANSI (American NationalStandardsInstitute).

Figura 122. Especificaciones geométricas y materiales de cada tornillo[68]

BOLT	DIAMETRO (MM)	DIAMETRO (INCH)	LONGITUD TOTAL (MM)	LONGITUD TOTAL (INCH)	DIAMETRO ROSCA (MM)	DIAMETRO ROSCA (INCH)	LONGITUD DE ROSCA (MM)	LONGITUD DE ROSCA (INCH)	PASO DE ROSCA	MATERIAL
TEETER BOLT	12,70	1/2	190,5	7 1/2	12,70	1/2	38	1 1/2	20	ACERO GRADO 8, CON RECUBRIMIENTO DE ZINC
TORNILLO BRISTOL CUBO	8	1/3	140	5 1/2	M8	1/3	140	5 1/2	1,25 MM	ACERO INOXIDABLE 18-8
TORNILLO PLATINA VERTICAL	9,52	3/8	101,6	4	9,52	3/8	25,4	1	24	ACERO INOXIDABLE 18-8
TORNILLO SANDUCHE HUB	14	5/9	100	4	M14	5/9	100	4	2 MM	ACERO INOXIDABLE 18-8
TORNILLO SANDUCHE PALA	9,52	3/8	76,2	3	9,52	3/8	25,4	1	24	ACERO INOXIDABLE 18-8
TUERCA RANURADA PARA TEETER BOLT	12,7	1/2	11,11	7/16	12,7	1/2	11,11	7/16	20	ACERO GRADO 2

[68] MSC Industrial Supply Co. [articulo de internet]. http://www1.mscdirect.com/cgi/nnsrhm?cm_re=tpnv-_-home-_-home>. [consulta realizada el 08 de diciembre de 2011].

Figura 123. Precios de los tornillos

BOLT	NOMBRE DE TORNILLO	NUMERO DE TORNILLOS	PRECIO UNITARIO	PRECIO TOTAL
TEETER BOLT	Hex Head Cap Screws - Lake Erie Grade 8	1	4,77 USD	4,77 USD
TORNILLO BRISTOL CUBO	Metric Socket Head Cap Screws - Stainless Steel	4	3,87 USD	15,48 USD
TORNILLO PLATINA VERTICAL	Hex Head Cap Screws - 18-8 Stainless Steel	4	1,84 USD	7,36 USD
TORNILLO SANDUCHE HUB	Metric Hex Head Cap Screws - 18-8 Stainless Steel	12	8,72 USD	34,88 USD
TORNILLO SANDUCHE PALA	Hex Head Cap Screws - 18-8 Stainless Steel	26	1,43 USD	37,18 USD
TUERCA RANURADA PARA TEETER BOLT	Locknuts - Nuts	1	0,35 USD	0,35 USD

4.4.2.4 Teeter Bolt

Se eligió un perno hexagonal, hecho de acero al carbono medio, la tuerca que se usara debe ser ranurada para generar un ajuste a través de un coter pin, esto debido a que el componente estructural del rotor que soporta al Hub, no puede ser sometido a fuerzas de compresión ya que el torque de este perno causaría una deformación que aumentaría la fricción del batimiento del Hub.

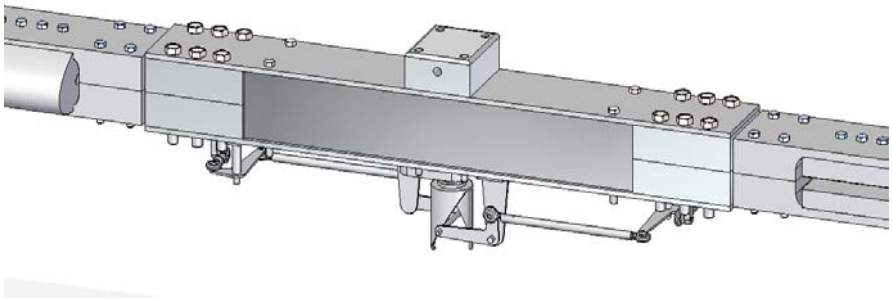
4.4.3 Diseño del sistema de control del paso del rotor basado en palancas y bellcranks.

De acuerdo a las cargas criticas obtenidas del Anexo C, correspondiente a la selección de la fase crítica de acuerdo a las cargas aerodinámicas y las limitaciones de operación, se decidió utilizar un momento máximo de -80 Nm combinado del rotor, lo que quiere decir que las palas tenderán a aumentar su ángulo de ataque, y el mecanismo de control deberá tener la capacidad de soportar la fuerza ejercida durante su operación, sin modificar el ángulo de incidencia de las mismas, y que además cuando el piloto desde su panel de control active el sistema para modificar el paso de las palas, este momento ejercido sea vencido por el mecanismo, garantizando la rotación de las mismas entorno a su eje de paso.

Sin embargo como factor de seguridad se prefirió aumentar el valor del momento a -100 Nm, en donde el sistema repartirá las cargas de ambas palas de forma simétrica, de modo tal que el sistema tenga que soportar -50 Nm de momento de cada pala.

Utilizando un sistema de palancas, que aumentaran la fuerza ejercida por el servo ubicado en el centro del HUB, y además se limitaran por el tamaño de la sección del mismo disponible para los mecanismos de control, se decidió utilizar una combinación de palancas, bellcranks, links, rotulas, rodillos y coronas, que trabajando de forma conjunta ejercieran el control apropiado sobre el paso de las palas, garantizando la seguridad del sistema, además del cambio de paso y el sostenimiento del mismo, como se puede ver en la siguiente figura.

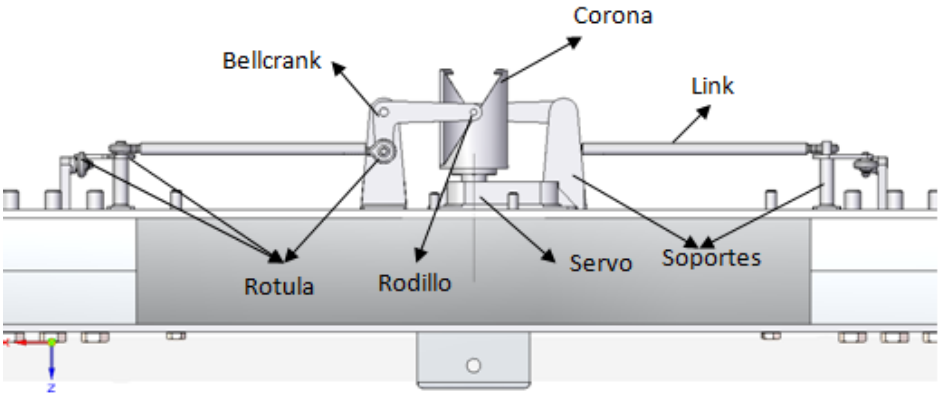
Figura 124. Diseño del sistema de control de paso basado en palancas



En el funcionamiento de este mecanismo se incluyó un servo que actuara rotacionalmente y desplazara una serie de palancas que se encontraban ubicadas de forma simétrica respecto a dos planos perpendiculares al de rotación, de forma tal que modificaran el ángulo de ambas palas de forma simétrica. Con esta configuración se diseño una corona ubicada sobre el piñón actuador del servo, de forma tal que el torque ejercido por el mismo no fuera transmitido directamente a las palas, sino que en este caso, la altura de la corono será la que desplazara todo el sistema de palancas, constituyendo esto un medio para garantizar la seguridad del mecanismo, ya que en caso de pérdida de energía el sistema no estará dependiendo directamente del torque del rotor, y podrá mantener su posición o llegar a un ángulo de paso limite, dependiendo de la condición en la que se encuentren operando las palas.

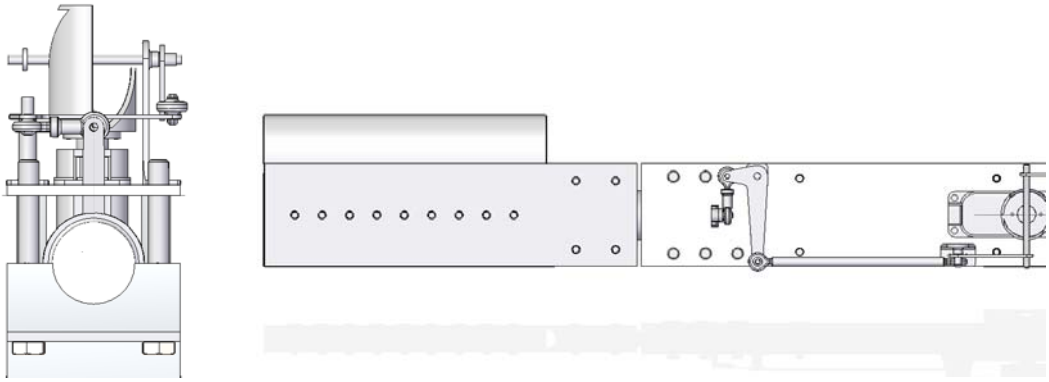
La rotación de la corona desplazara verticalmente el punto de apoyo del bellcrank de amabas palas, conectadas por medio de un rodillo que distribuirá la fuerza en los dos sistemas de palancas que se encuentran a cada lado del Hub. A su vez el bellcrank multiplicará la fuerza del sistema debido a su relación de longitudes, modificando también la longitud desplazada del resto de palancas que se encuentran conectadas a este; el bellcrank cuenta con un punto de pivote que conecta a ambos extremos justo a 90º, y se encuentra ubicado en un apoyo fijo sobre la estructura del hub, garantizando la correcta operación del mismo.

Figura 125. Vista lateral del sistema de palancas y bellcranks.



El movimiento del extremo inferior del bellcrank es transmitido por medio de un link rígido a otro bellcrank que se ubicara en otro plano de rotación, multiplicando nuevamente la fuerza del mecanismo. El extremo de este otro bellcrank desplazara un conjunto de rotulas que se encuentran conectadas con una palanca que gira directamente el eje de rotación o cambio de paso de las palas, como se puede ver en la figura 126.

Figura 126. Vista superior del sistema de palancas y bellcranks de cambio de paso.

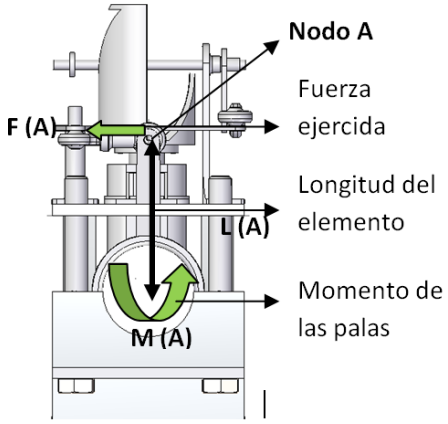


Las rotulas seleccionadas para este diseño se basaron en el catalogo de productos de SKF, buscando las que tuvieran el menor tamaño y peso, pero que estuvieran en la capacidad de soportar las cargas del sistema. De acuerdo con esto, las rotulas seleccionadas fueron **SKIB 6** F y **SKAB 6 F**, que corresponden al mismo tamaño, pero una con rosca tipo macho y la otra tipo hembra, para realizar la conexión necesaria entre los elementos de palanca de las palas y el primer bellcrank, donde el espacio disponible es tan pequeño, que se debieron conectar 2 rotulas sin usar ningún link, sino por medio de sus ejes roscados. Las tablas de especificaciones de estos elementos se pueden ver en el Anexo L.

4.4.3.1 Cálculos del sistema de palancas.

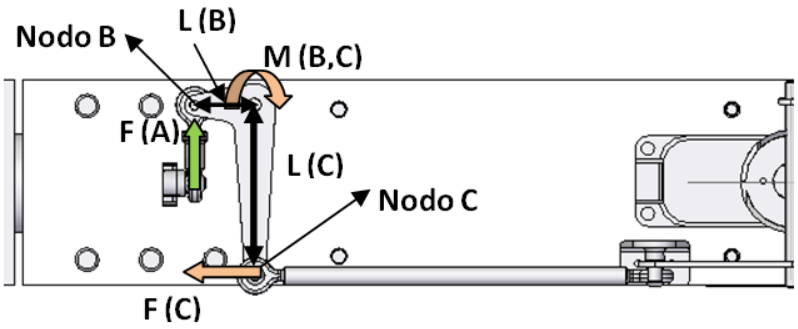
Los cálculos de la fuerza y momento de cada elemento del sistema de palancas se basó en el cálculo de momentos debido a fuerzas y distancias, asumiendo que el sistema en ese momento se encuentra bloqueado y no se generaran desplazamientos de los elementos, simplificando los cálculos inicialmente, de modo tal que un momento de entrada en el eje de rotación de las palas, dividido entre la distancia entre el punto de rotación y el siguiente nodo o punto de análisis del sistema, dará como resultado una fuerza, y está en el siguiente elemento de análisis volverá a generar un momento, realizando este cálculo iterativamente hasta encontrar los valores de todas las fuerzas y momentos en cada elemento de análisis de acuerdo a su longitud.

Figura 127. Análisis de fuerzas y momentos de entrada del sistema



Después de esto se realizo el cálculo del desplazamiento de cada elemento, teniendo como valor de entrada la rotación del eje de rotación de -4º y 6º, para evaluar el sistema en las condiciones limite de operación, y establecer si el desplazamiento de los mismos podía ser garantizado de acuerdo a la geometría planteada.

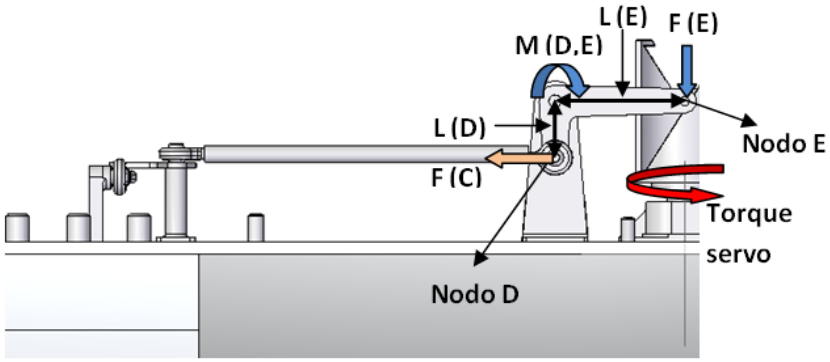
Figura 128. Análisis del sistema de palancas central



Finalmente con la fuerza de salida que se presenta en el extremo del bellcrank que está conectado con la corona del servo por medio de un rodillo, se determino el

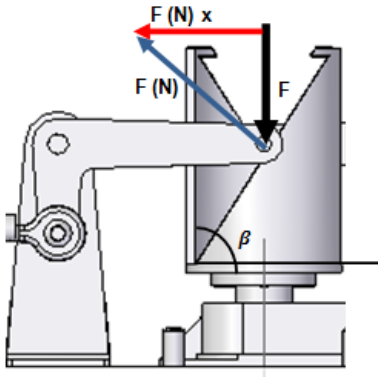
desplazamiento vertical que debía tener para garantizar la rotación de las palas requerida, y además de la fuerza ejercida sobre el mismo, que debería ser descompuesta en componentes verticales y horizontales, que deberán ser soportadas por el torque del servo.

Figura 129. Análisis de fuerzas del mecanismo del servo



La fuerza ejercida por el servo está dada en términos del torque, que tiene un valor de 6,2 Nm en condición de sostenimiento, y un torque de 37,24 Nm para la condición de cambio de paso. El torque del servo dividido entre el radio de la corona es la fuerza ejercida horizontalmente por el sistema, y esta fuerza deberá ser lo suficiente mente alta como para soportar la componente de la fuerza normal que apunta horizontalmente y se debe a la inclinación de la corona, la inclinación del bellcrank y la magnitud de la fuerza aplicada sobre el rodillo, como se puede ver a continuación en la figura 130.

Figura 130. Triángulos de fuerzas sobre la corona del servo



La fuerza normal se debe a la inclinación de la superficie donde se está aplicando la fuerza, por lo que en el caso de una inclinación distinta de 0º del bellcrank, se tendrá una fuerza normal de la forma en la que se ve en la ecuación 59.

$$F(N) = (F(Y) * \cos \emptyset) + (F(X) * sen\emptyset) \quad [59]$$

En donde $F(Y)$ y $F(X)$ son componentes verticales y horizontales de la fuerza F, que se debe al momento, la longitud del elemento de análisis y la inclinación del bellcrank. Después de determinar la fuerza normal, se puede calcular el momento requerido en el servo, que depende de la componente horizontal de la fuerza normal y el radio de la corona, quedando de la siguiente forma.

$$M(req) = (F(N) * sen\emptyset) * R(corona) \quad [60]$$

De acuerdo a las anteriores ecuaciones se realizo una tabla dinámica en donde se variaban únicamente las longitudes de los elementos, para determinar las fuerzas y momentos de los elementos, además de la pendiente requerida en la corona y del valor del torque requerido del servo para operar dicho sistema. Estas longitudes fueron modificadas constantemente hasta encontrar un punto de diseño en donde se satisficieran todas las condiciones de diseño, especialmente el torque disponible del servo para la condición de sostenimiento, ya que era un factor limitante, pues no fue posible conseguir un servo del mismo tamaño o similar y con la misma relación de torque. En estos cálculos se contemplo también la fuerza producida por un resorte que se deberá introducir en el sistema dentro de la ecuación de la fuerza normal, con el fin de garantizar que el rodillo permanezca sentado sobre la corona, ya que en el caso de un momento positivo del rotor, el rodillo se podría levantar de su asiento en la corona y cambiar el ángulo de paso de las palas sin intervención alguna. La fuerza del resorte fue calculada a partir de un momento crítico positivo de 15 Nm y la separación vertical entre el rodillo y la estructura del Hub, de modo tal que la constante del resorte fuera la fuerza ejercida con dicho momento positivo en una condición de 0º de incidencia de las palas para tener un valor promedio de la altura con la que se deberá calcular el mismo.

A continuación serán presentados dentro de la tabla 13, los resultados de longitudes, rotaciones, momentos y fuerzas de todo el sistema de control, con la configuración que se lograron cumplir los objetivos del mismo.

Tabla 13. Resultados de fuerzas y momentos del sistema de control

Nodo	Longitud	Fuerza	Momento	Rotación
A	9.5 Cm	526.3 N	50 Nm	-4° - 6°
B	4 Cm	526.3 N	21 Nm	-9.53° - 14.37°
C	10 Cm	210.52 N	21 Nm	-9.53° - 14.37°
D	3.5 Cm	210.52 N	7.36 Nm	28.25º - (-45.17º)
E	8 Cm	92.1 N	7.36 Nm	28.25º - (-45.17º)

Con estos valores se logro determinar el desplazamiento vertical máximo del rodillo, que fue de 9,46 cm, asumiendo una rotación desde -6º hasta 6º de las palas, pero como esto no es cierto, sino que se limito hasta -4º, la longitud se disminuye, y teniendo un radio de corona de 3 cm, se obtuvo una pendiente de 1,57 equivalente a 57,6º, y un torque requerido del servo de 5 Nm en condición de 6º de paso, y de 6,03 Nm en condición de -4º de paso. El servo además deberá estar configurado para desplazamientos de 180º, que es una versión comercial del mismo servo, que no tiene variaciones en su torque.

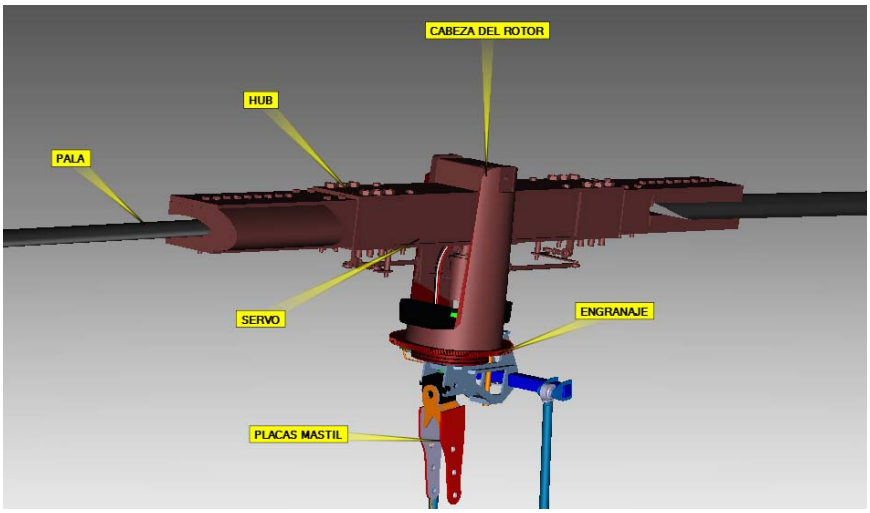
El sistema de palancas y bellcranks es el procedimiento más apropiado para hacer el paso variable del rotor, ya que tiene bastantes ventajas que lo hace el mejor candidato frente al sistema de piñones, veamos un cuadro comparativo de los dos sistemas.

Sist. Palancas y bellcranks	Sist. piñones
El rodamiento es mucho más pequeño y soporta todas las cargas	El rodamiento es mucho más grande aumentando el diámetro de la cabeza del rotor
Los links dan una mayor seguridad y vida útil	Debido a las altas revoluciones del rotor y las cargas, hay mayor desgaste en los piñones
El costo de cada uno de los componentes es mucho más rentable	Se hace muy costoso cada uno de los componentes
Hay mayor ventaja mecánica	Se genera mucho juego y desgaste entre los dientes de los piñones
Reduce el tamaño y peso del sistema	Los piñones aumentan el tamaño y el peso del rotor
El mantenimiento es mucho más sencillo	Se hace complicado darle un mantenimiento seguro y económico

4.4.4 Alimentación del servomecanismo para el rotor de paso variable.

Para cambiar el paso de las palas en el sentido de rotación, ver figura 139, se determino colocar un servo en la mitad del hub, con el fin de mover las palas desde -4º a 6º para las diferentes fases de vuelo. Ahora bien, el servo va a estar ubicado en toda la cabeza del rotor donde va a estar girando a 200 rpm´s en la etapa de pre-rotación y puede llegar a las 600 rpm en vuelo recto y nivelado. La parte del rotor que se va a encargar de dar los movimientos de pitch y roll están solo sometidas a la velocidad de la aeronave, dejando a todo el sistema del rotor dividido en 2 partes, una parte que rota y otra que no sufre rotación alguna.

Figura 131. Componentes del rotor.



Antes de ver la disposición de la perilla en el panel de control, es conveniente ver los instrumentos que se encuentran en él.

Tabla 14. Instrumentos del panel de control de piloto de un autogiro.

1.	Rpm del rotor	2.	Rpm del motor
3.	Presión de aceite	4.	Temperatura del aceite
5.	Temperatura de la culata	6.	Brújula
7.	Altímetro	8.	Velocidad
9.	Opcional	10.	Opcional (Radio)
11.	Opcional (Transponder)	12.	Opcional (Medidor de combustible)
13.	Enchufe de 12 V , 5A	14.	Bloqueo del pre-rotador sobremarcha
15.	Selector de luz de advertencia	16.	Contador de horas
17.	Luces de advertencia turbo	18.	Interruptor de encendido(los

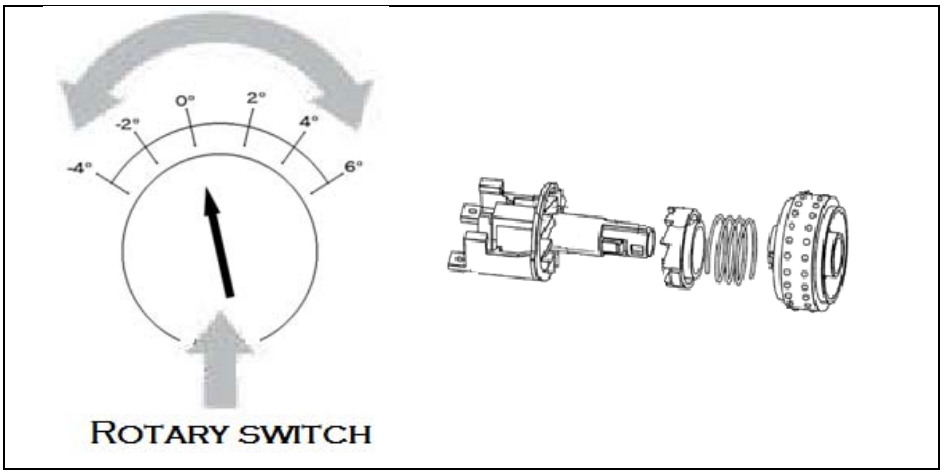
	dos interruptores de posición “OFF” para el motor
19. Llave	20. Indicador de ajuste o de frenos (depende de la posición del interruptor15)
21. Indicador de temperatura del rodamiento del rotor	22. Interruptores adicionales (luces de aterrizaje, ACL, bomba de presión, etc)
23. Control remoto ELT	24. GPD de montaje(Garmin 496, 296; AvMap, EKP IV; Flymapl)
25. Perilla para el cambio de paso de las palas del rotor	

Viendo los componentes que tiene el autogiro y la disposición en el panel de control ahora se procede a mostrar la ubicación de la perilla para el cambio del paso de la pala del rotor, ver figura 132.

Figura 132. Instrumentos de navegación y la adición de la perilla para el cambio de paso del rotor

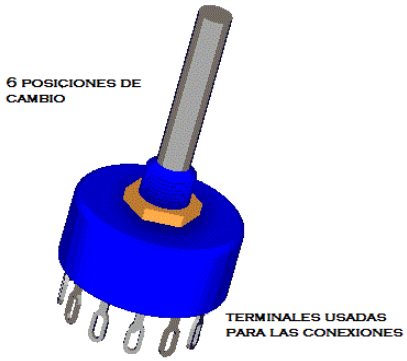
Este sistema de perilla se llama rotory switch y para poder operarla, el piloto debe halar y girar la perilla hasta el ángulo deseado, ver figura 133, este sistema es de seguridad para que en ningún momento durante alguna fase de vuelo, la perilla se mueva por accidente y accione el servo sin que el piloto lo desee.

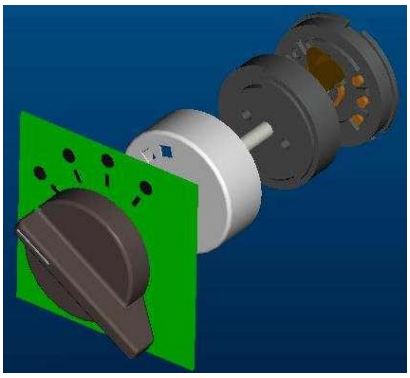
Figura 133. Sistema rotory switch



La perilla tiene por la parte posterior unos pines como se muestra en la siguiente figura, en este caso se tiene 6 pines uno para cada ángulo de paso estos a su vez irán conectados por medio de cables a una bus bar, para así poder leer en qué posición el operador está moviendo la perilla.

Figura 134. Sistema de conexión de la perilla al micro-controlador. [69]



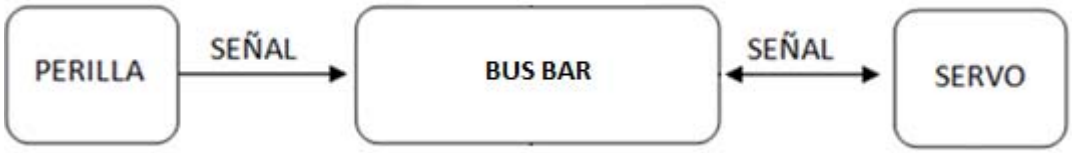


La bus bar estará alimentada directamente de la corriente DC del motor principal de la aeronave y como la perilla a su vez va a estar conectada a la bus bar entonces ésta recibirá las corrientes a los pines y estará en la capacidad de mandar una señal al servo mecanismo, indicándole los grados que se debe mover.

Para entender un poco mas de cómo va a funcionar el sistema veamos el siguiente diagrama de caja.

[69] http://www.doctronics.co.uk/gt_4.htm
http://www.toddspraker.com/pics-htm/rotary-switch.htm

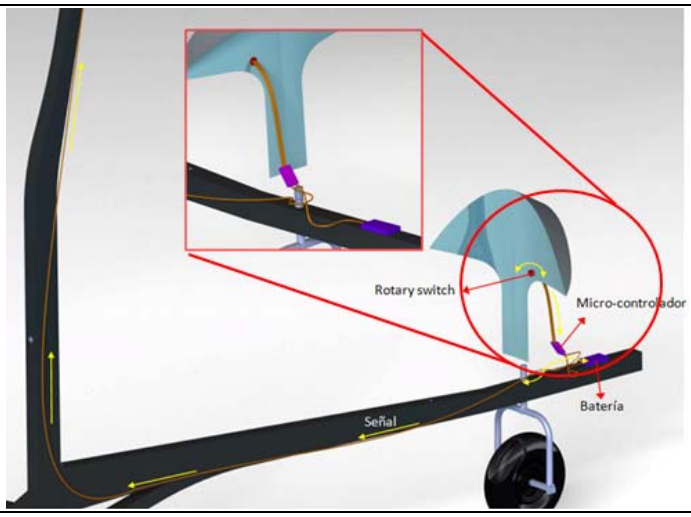
Figura 135. Diagrama de caja del sistema de la perilla

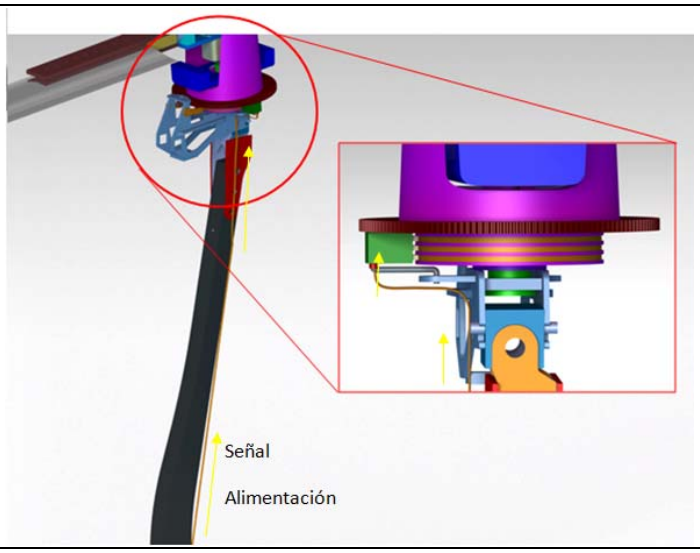


Ahora el servo mecanismo debe ir conectado a otra bus bar y como se explico anteriormente el servo está girando en la cabeza del rotor, por lo que se hace complicado pasar cables de la parte no giratoria de la cabeza a la parte rotatoria, por lo que se procede a instalar un sistema de escobillas para que la señal y la alimentación pueda pasar al servo.

Veamos el recorrido de la señal y la alimentación en la siguiente figura.

Figura 136. Recorrido de la señal desde la perilla hasta la escobilla.

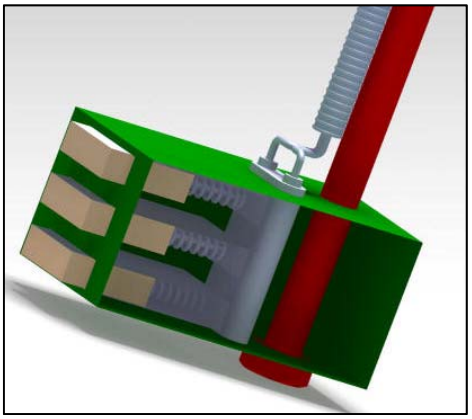




Como se ve en la anterior figura, la cabeza del rotor está en contacto con unas escobillas. Veamos cómo es su funcionamiento, ensamblaje y conexión.

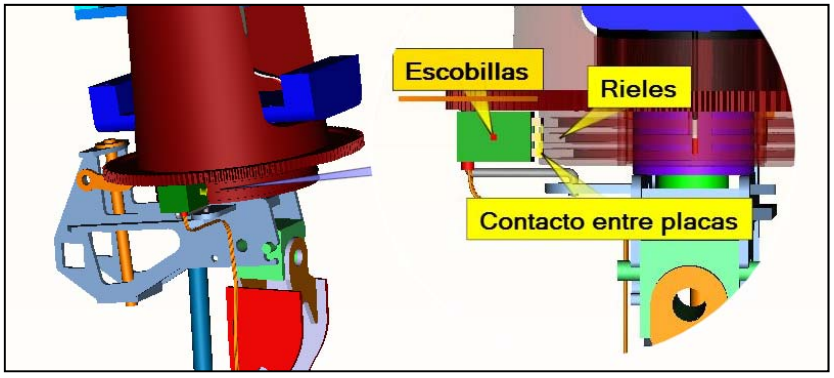
4.4.5 Funcionamiento y conexión de las escobillas.

Figura 137. Escobillas



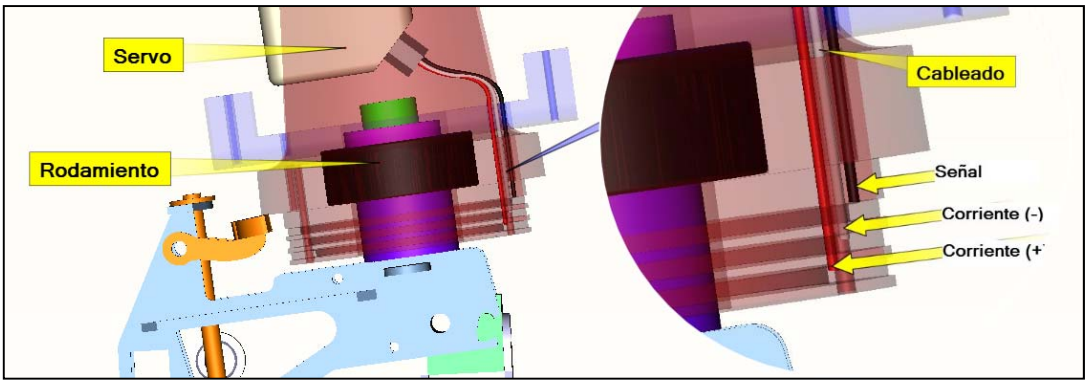
Las escobillas que están en contacto con el rotor están compuestas por tres placas de cobre que facilitan la transmisión de la corriente y junto a ellos tienen unos resortes que se encarga de mantener las placas en constante contacto con el área del rotor, esto es necesario, ya que debido a las altas revoluciones que gira, hace que se desgasten las placas. Las 3 placas están conectadas a los cables de alimentación positivo (+), negativo (-) y señal que vienen de la bus bar. El contacto de las escobillas se da en la parte inferior de la cabeza del rotor como se muestra en la siguiente figura.

Figura 138. Contacto de las escobillas con la cabeza del rotor.



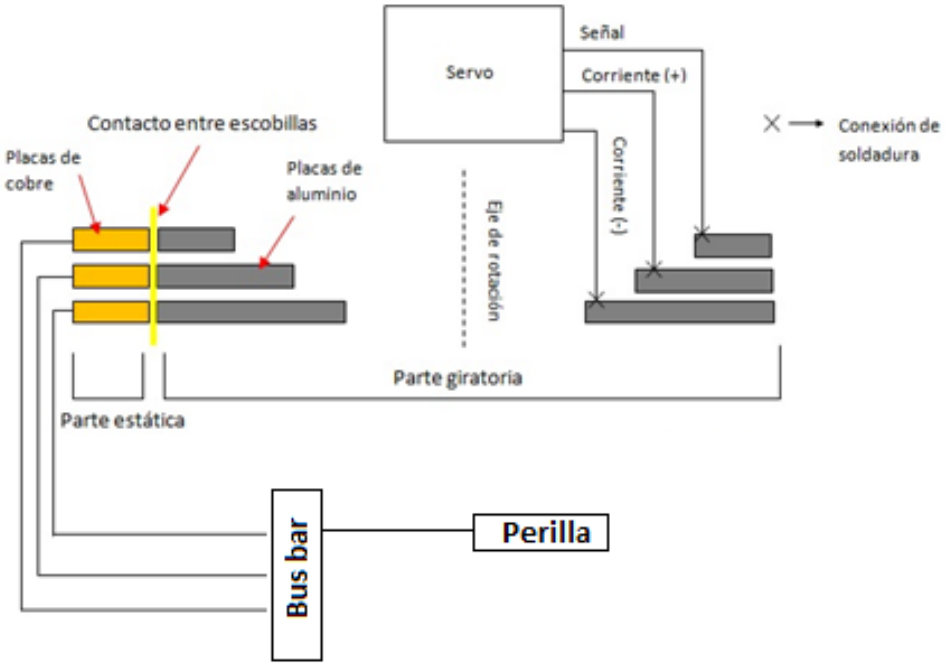
No basta con que las placas estén en contacto sino que toca conectar los cables de los servos con las placas que se sitúan en los rieles, esto con el fin de que exista corriente permanentemente, para que el piloto en cualquier momento pueda operar el servo. En la siguiente figura, la 139, se puede ver como se conecta los cables del servo con las placas de los rieles, la forma escalonada de las placas se hace con el fin de que tanto los cables como las placas no se toquen entre sí, ya que esto produciría un corto

Figura 139. Conexión de los cables del servo a las placas de la cabeza del rotor



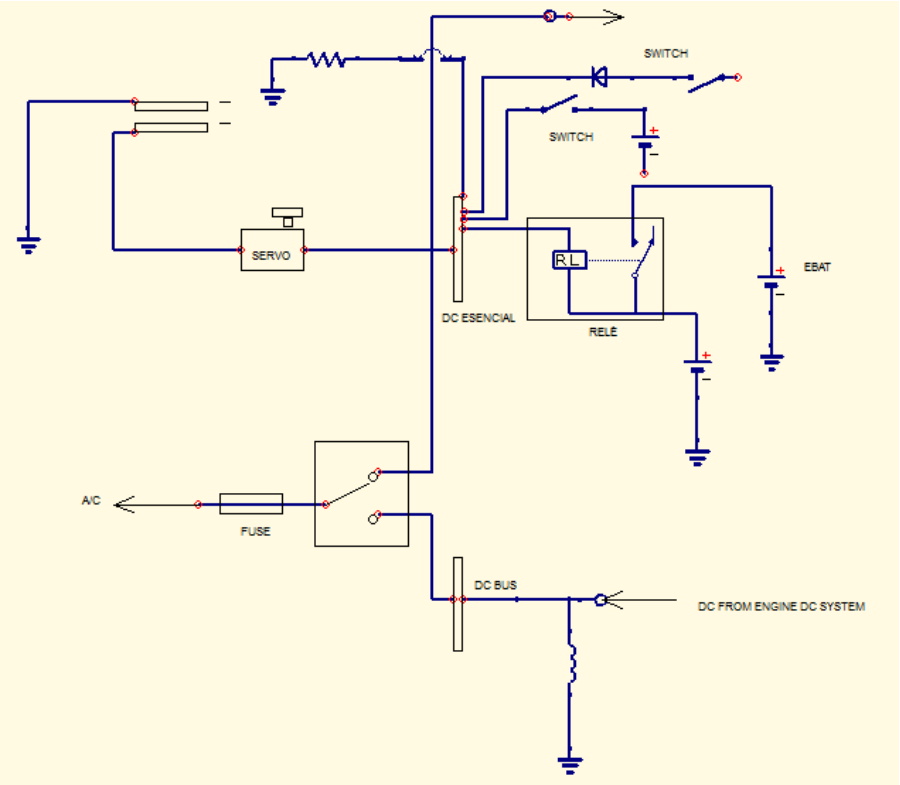
Para finalizar veamos la siguiente figura del diagrama eléctrico de toda la alimentación y operación del servo

Figura 140. Diagrama de alimentación del servo.



A continuación se explicara el diagrama eléctrico de la conexión del servo.

Figura 141. Diagrama eléctrico del servo



Para entender el recorrido de la energía a través del sistema eléctrico de la aeronave, se inicia desde la operación de encendido en cabina por parte del piloto donde acciona un push botton que se encargara de iniciar el motor, luego de que el motor se encuentre encendido alimentará la batería de la obtención de la fuente DC del motor del cual se deriva la corriente hasta una DC Busbar, que sirve como una barra conductora que suministra corriente a los distintos circuitos eléctricos, en este caso se dirige a un breaker DC, que según su posición permite el paso de la corriente, antes del breaker se encuentra un fusible con el objetivo de proteger la integridad del servo, ya que en caso que haya un exceso de carga en la intensidad de corriente, la lámina interna del fusible se funde por efecto Joule. En condiciones normales se obtiene la corriente derivada del motor, esta será conducida hasta las escobillas, cargándolas de la señal y de corriente para accionar el servo, este traduce la orden desde cabina y convierte la orden eléctrica en un movimiento mecánico que permite el cambio de paso.
Por seguridad e integridad del sistema eléctrico en vuelo, se debe disponer un sistema alterno en caso que en vuelo exista un daño en la busbar, en el breaker, o que simplemente se pierda la comunicación con el motor, como sistema de backup se plantea una batería alterna junto con una busbar esencial, mediante un sistema

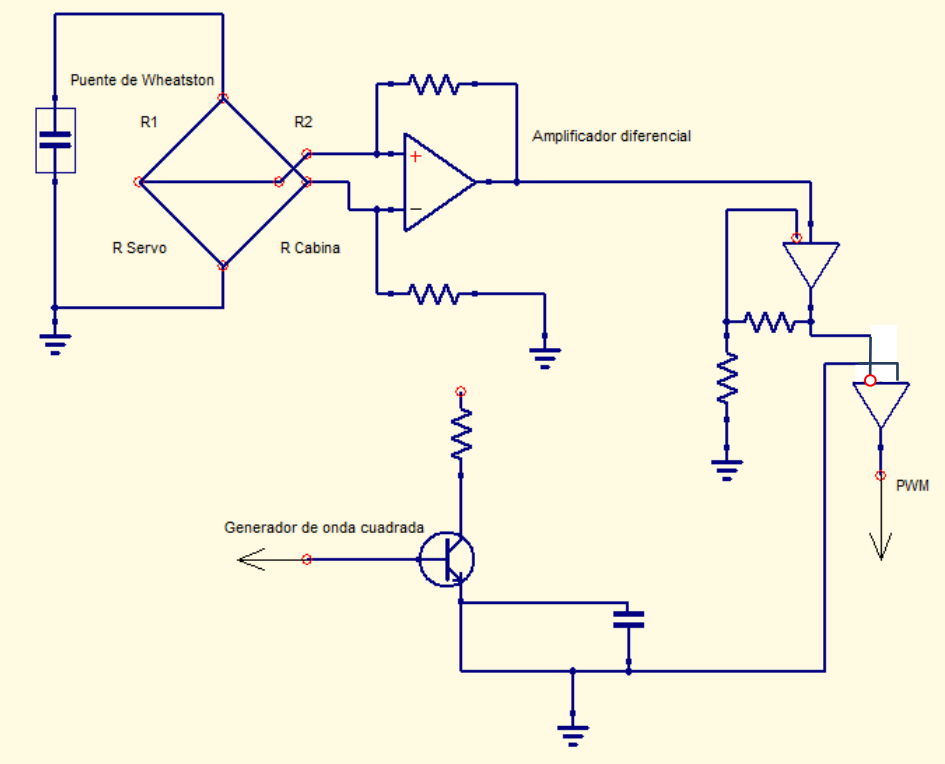
de relé que es un interruptor accionado por un electroimán, aquí la bobina del relé se conecta a la batería alterna.

Para la empatía entre las señales externas e internas manejadas, analógicas y digitales respectivamente, se hace necesario el uso de un ADC Analogical Digital Converter para obtener un estado estable de acuerdo a la solicitud en cabina. Para un sistema digital, es relativamente fácil medir cuánto dura una onda cuadrada. Sin embargo, si no se tiene un conversor analógico digital no se puede obtener información de un valor analógico, ya que sólo se puede detectar si hay una determinada tensión, 0 o 5 voltios por ejemplo (valores digitales de 0 y 1), con una cierta tolerancia, pero no puede medirse un valor analógico. Sin embargo, el PWM en conjunción con un oscilador digital, un contador y una puerta AND como puerta de paso, podrían fácilmente implementar un ADC. 70Con el fin de aplicar la señal PWM al servo mediante la gestión del MOSFET, se implanta al diagrama un amplificador diferencial que es una configuración basada en transistores usada como etapa de entrada del circuito eléctrico CI, debido a que el voltaje de salida es proporcional a la diferencia de voltajes de entrada, presenta ganancia alta y está acoplado en DC a los voltajes de entrada en este caso se usa cuando se requieren capacitores para generar acoplamiento en DC. Este amplificador diferencial se encuentra configurado con MOSFET, en este caso la compuerta es metálica y está separada del canal semiconductor por una capa de óxido. Este dispositivo es controlado por tensión de gran velocidad, el par diferencial básico consta de dos MOSFET de enriquecimiento acoplados polarizados con una fuente de corriente constante, el MOSFET es comúnmente usado como amplificador de potencia y ofrece como ventaja una resistencia de entrada alta, prácticamente infinita en la compuerta y una corriente de polarización de entrada casi cero.

Al amplificador diferencial se incorpora un puente de Wheatstone para encontrar la linearidad del circuito, mediante este medimos las resistencias desconocidas, al tener una resistencia ajustable y se encuentre el equilibrio de los brazos del puente teniendo un circuito cerrado. En este caso el amplificador acondiciona la salida del puente de Wheatstone.

[70] http://es.wikipedia.org/wiki/Modulaci%C3%B3n_por_ancho_de_pulsos

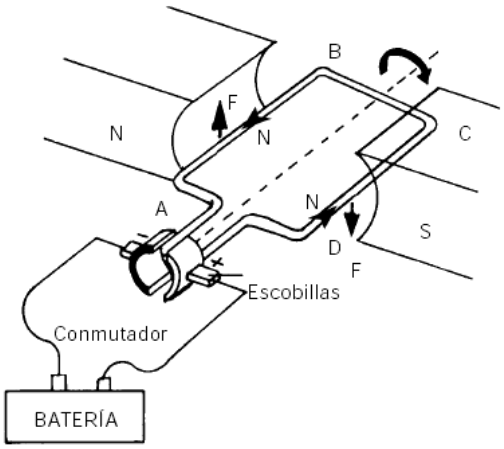
Figura 142. Puente Wheatstone y amplificador diferencial



4.4.6 Servo

La corriente directa del motor es una de las primeras máquinas ideadas para convertir energía eléctrica en potencia mecánica como se muestra en la figura.

Figura 143. Acción del campo magnético[71]



[71] http://www.conevyt.org.mx/cursos/cursos/cnaturales_v2

Debilidades

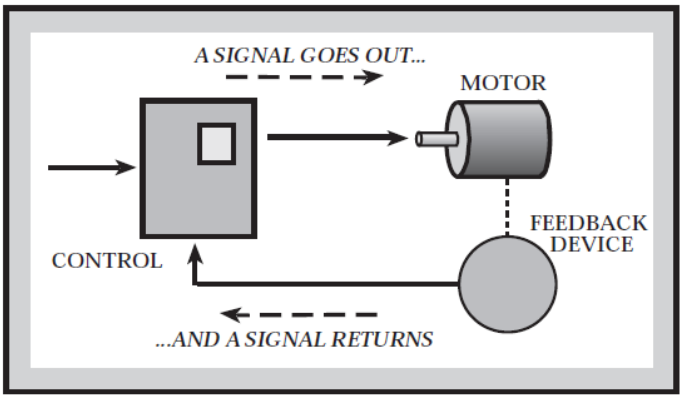
- Costo elevado.
- Alto rendimiento limitado por controles.
- Alta velocidad de torque limitada por conmutador y electrónica.

Fortalezas

- Alto rendimiento.
- Tamaño pequeño.
- Amplia variedad de componentes.
- Alta velocidad disponible con controles especializados.

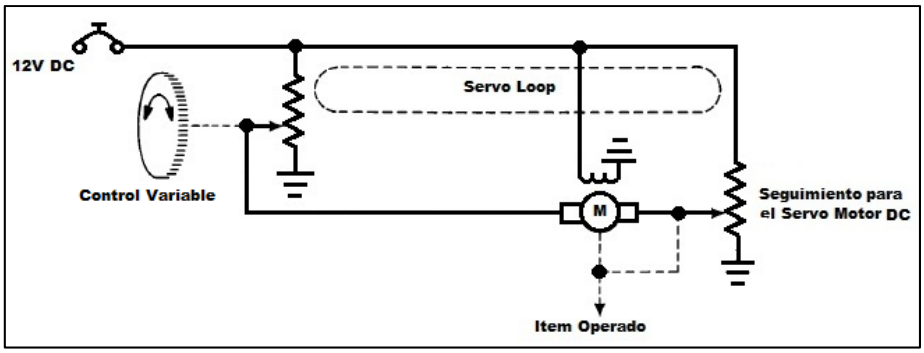
En un sistema, el controlador es un dispositivo el cual activa el movimiento suministrando un comando para empezar o cambiar la velocidad o posición. Estos comandos están amplificados y aplicados en el motor. En el sistema de un servo motor si la señal es regresada y provee información de que el movimiento si se realizó, entonces el sistema se describe como teniendo una señal la cual va en dos direcciones: La señal de mando va afuera para mover el motor, y una señal se regresa como retroalimentación al control para informarle que el trabajo se realizó. Se llama “flujo de información de vuelta”, o” retorno”. En la siguiente figura muestra el ejemplo explicado anteriormente del sistema de “lazo cerrado” aplicado al servo motor utilizado.

Figura 144. Principio de operación de un servo.



El principio de control de un servo motor de corriente directa se muestra a continuación utilizando “servo Loop” o lazo cerrado debido al carácter cerrado del sistema de operación.

Figura 145. Principio de control de un servo motor.



El ítem operado puede ser usado desde un indicador de lectura hasta para una superficie de control de un avión. La fuente de 12 voltios DC está conectada al potenciómetro de control variable y al potenciómetro de seguimiento. Si el voltaje en los potenciómetros es el mismo el servo motor no funciona. Si el potenciómetro de control variable se mueve, se genera un diferencial de voltaje en las escobillas del motor lo que hace girar el servo motor. Un ejemplo es cuando se gira el potenciómetro de control variable hacia abajo se genera un voltaje positivo mayor en las escobillas del lado derecho del motor que en las del lado izquierdo. Para detener el movimiento del servo motor, se regresa el potenciómetro de control variable a su estado original y de esa manera los voltajes son iguales en las escobillas de los distintos lados correspondientes.

Moviendo el potenciómetro de control variable hacia arriba causa un mayor voltaje positivo en las escobillas del lado izquierdo que en el derecho, funcionando el servo motor en dirección opuesta[72].

El servomotor es un dispositivo pequeño que trabaja con corriente continua y tiene un eje de rendimiento controlado. Este puede ser llevado a posiciones angulares específicas al enviar una señal codificada. Con tal de que una señal codificada exista en la línea de entrada, el servo mantendrá la posición angular del engranaje. Cuando la señal codificada cambia, la posición angular de los piñones cambia.

La conexión al exterior se realiza a través de tres cables, uno para la tierra (cable negro), otro para la tensión de alimentación de 12v (cable rojo) y el último lleva la señal de control de movimiento (cable blanco).

El servomotor internamente realiza un control de posición en lazo cerrado, para lo que utiliza un potenciómetro y un circuito de control interno. La señal que espera recibir dicho circuito es un tren de pulsos, estos pulsos se repetirán con un periodo de 20 ms. La anchura de los pulsos indicará en qué posición se deberá quedar el eje. El centro se corresponde con una anchura de 1.3 ms, los extremos con anchuras de 0,3 ms. y de 2,3 ms.

[72] AVIONICS FUNDAMENTALS, EDITORIAL JEPPESEN, Sanserson Training Products.

Los servos son un tipo especial de motor de corriente continua (DC.) que se caracterizan por su capacidad para posicionarse de forma inmediata en cualquier posición dentro de su intervalo de operación. Para ello, el servomotor espera un tren de pulsos que se corresponde con el movimiento a realizar. Están generalmente formados por un amplificador, un motor, un sistema reductor formado por ruedas dentadas y un circuito de realimentación, todo en una misma caja de pequeñas dimensiones.

Este potenciómetro permite al circuito de control, supervisar el ángulo actual del servo motor. Si el eje está en el ángulo correcto, entonces el motor está apagado. Si el circuito supervisa que el ángulo no es correcto, el motor volverá a la dirección correcta, hasta llegar al ángulo que es correcto. El eje del servo es capaz de llegar alrededor de los 180º.

Un servo normal se usa para controlar un movimiento angular de entre 0º y 180º. Un servo normal no es mecánicamente capaz de retornar a su lugar, si hay un mayor peso que el sugerido por las especificaciones del fabricante.

El voltaje aplicado al motor es proporcional a la distancia que éste necesita viajar. Así, si el eje necesita regresar una distancia grande, el motor regresará a toda velocidad.[73] Si este necesita regresar sólo una pequeña cantidad, el motor girará a menor velocidad. A esto se le denomina control proporcional.

La modulación por anchura de pulso, PWM[74] (Pulse Width Modulation), es una de los sistemas más empleados para el control de servos. Este sistema consiste en generar una onda cuadrada en la que se varía el tiempo que el pulso está a nivel alto, manteniendo el mismo período (normalmente), con el objetivo de modificar la posición del servo según se desee.

Para la generación de una onda PWM en un microcontrolador, lo más habitual es usar un timer y un comparador (interrupciones asociadas), de modo que el microcontrolador quede libre para realizar otras tareas, y la generación de la señal sea automática y más efectiva. El mecanismo consiste en programar el timer con el ancho del pulso (el período de la señal) y al comparador con el valor de duración del pulso a nivel alto.

Cuando se produce una interrupción de overflow del timer, la subrutina de interrupción debe poner la señal PWM a nivel alto y cuando se produzca la interrupción del comparador, ésta debe poner la señal PWM a nivel bajo. En la actualidad, muchos microcontroladores disponen del hardware específico para realizar esta tarea, eso sí, consumiendo los recursos antes mencionados (timer y comparador).

---

[73] BOYLESTAD Y NASHELSKY, Electrónica y teoría de circuitos, Prentice Hall, México, 1998.

[74] REYES, Carlos, Programación de Microcontroladores con PicBasic, 2da Edición, Quito

12. . www.edutronic.com

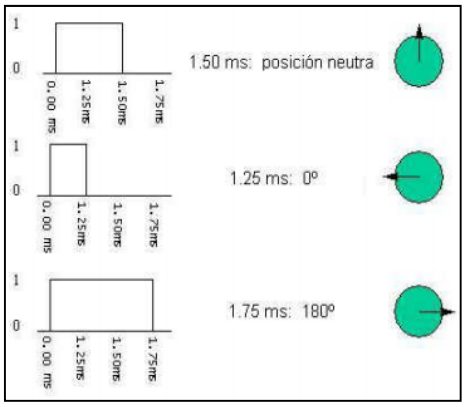
www.microchip.com

El sistema de control de un servo se limita a indicar en que posición se debe situar. Esto se lleva a cabo mediante una serie de pulsos tal que la duración del pulso indica el ángulo de giro del motor. Cada servo tiene sus márgenes de operación, que se corresponden con el ancho del pulso máximo y mínimo que el servo entiende. Los valores más generales se corresponden con pulsos de entre 1 ms y 2 ms de anchura, que dejarían al motor en ambos extremos (0º y 180º). El valor 1.5 ms indica la posición central o neutra (90º), mientras que otros valores del pulso lo dejan en posiciones intermedias (figura Nº 2.22). Estos valores suelen ser los recomendados, sin embargo, es posible emplear pulsos menores de 1 ms o mayores de 2 ms, pudiéndose conseguir ángulos mayores de 180°. Si se sobrepasan los límites de movimiento del servo, éste comenzará a emitir un zumbido, indicando que se debe cambiar la longitud del pulso.

El factor limitante es el tope del potenciómetro y los límites mecánicos constructivos. El período entre pulso y pulso (tiempo de OFF) no es crítico, e incluso puede ser distinto entre uno y otro pulso. Se suelen emplear valores ~ 20 ms (entre 10 ms y 30 ms). Si el intervalo entre pulso y pulso es inferior al mínimo, puede interferir con la temporización interna del servo, causando un zumbido, y la vibración del eje de salida. Si es mayor que el máximo, entonces el servo pasará a estado dormido entre pulsos. Esto provoca que se mueva con intervalos pequeños.

Es importante destacar que para que un servo se mantenga en la misma posición durante un tiempo prolongado (no un pulso), es necesario enviarle continuamente el pulso correspondiente. De este modo, si existe alguna fuerza que le obligue a abandonar esta posición, intentará resistirse. Si se deja de enviar pulsos (o el intervalo entre pulsos es mayor que el máximo) entonces el servo perderá fuerza y dejará de intentar mantener su posición, de modo que cualquier fuerza externa podría desplazarlo. Otra posibilidad de controlar los pulsos se presenta en l figura 146.

Figura 146. Modulación de pulsos de control en un servo.



Para que el control pueda efectuarse más allá de los 180° y menos de los 360°, lo que normalmente se hace es quitar el tope mecánico que llevan los mecanismos reductores en algún piñón, rueda dentada o corona y cambiar el potenciómetro (este

tope actúa como sensor para indicar la posición en la que está el motor) por un par de resistencias fijas para "engañar" a la electrónica haciéndole ver que no ha alcanzado aún la posición deseada, con lo que el motor, siguiendo esa consigna, gira y gira intentando llegar a la posición, que no se da cuenta que alcanza. En algunos casos, los servomotores tienen el circuito de control interno que está preparado de tal manera que cuando se determina llegar a una posición cercana a la fijada, la velocidad es baja. Por el contrario, si se indica una posición que queda lejos de la actual, lo hace más rápidamente.

Otra de las grandes utilidades del PWM es la de gestionar la velocidad de cualquier tipo de motor, sin ningún tipo de electrónica, (salvo para la etapa de potencia, que se puede utilizar algún transistor MOSFET de potencia, como el BUK10 ó el BUK11, con los que podemos controlar poniendo la salida del micro, directamente a la puerta del MOSFET. Ambos TRT gestionan más de 20 Amperios, con unas resistencias de canal de 0.03. Para mejorar el rendimiento se coloca una resistencia entre el surtidor y la puerta de 1K, para descargar la carga parásita). El principio es el siguiente, si se alimenta un motor con una señal de pulsos de suficiente frecuencia, el motor no nota las variaciones (actúa como un filtro) y saca un giro constante. La finalidad es que variando el porcentaje de tiempo de la señal rectangular en alta, y en baja, variamos la potencia que le entregamos al motor, con lo que controlamos la velocidad de giro con mucha precisión. Nota: Si el micro lo permite, a mayor frecuencia de PWM, mejor rendimiento tiene el motor. [75]

4.4.7 Diseño del sistema pre-rotador.

A continuación se diseñara el pre-rotador para ser usado en la fase de pre-vuelo del autogiro seleccionado, pero antes veamos un poco en funcionamiento del pre-rotador.

En el momento en el que el autogiro está en la pista preparándose para el despegue la aeronave debe tener unas rpm´s en el rotor de 385 con el fin de no consumir más de 120 metros de pista en el ascenso y para llegar a tener dichas revoluciones en el rotor es importante extraerlas del motor principal, que gira a 5500 rpm y para ello se hace necesario diseñar un sistema de reducción con poleas, juntas cardánicas, piñones y engranajes, como se puede ver en la siguiente figura, demarcada con círculos rojos.

[75] CORRALES V. Santiago. Electrónica Práctica con Microcontroladores PIC, Quito.

Figura 147. Sistema pre-rotador del autogyro MTO sport.

Fuente: Fotos cedidas por la empresa Gyro Fly.

4.4.8 ¿Cómo se opera el pre-rotador desde cabina?

En el momento que la aeronave está en la pista con los frenos activados, el piloto hace el embrague desde la palanca de mando como se muestra en la siguiente figura, al oprimir el botón demarcado con rojo, hace que se active un sistema neumático que se encargará de alinear el piñón y el engranaje de la cabeza del rotor, generando así las rpm indicadas al rotor.

Figura 148. Palanca de mando del Autogyro MTO sport.

Fuente: Fotos cedidas por la empresa Gyro Fly.

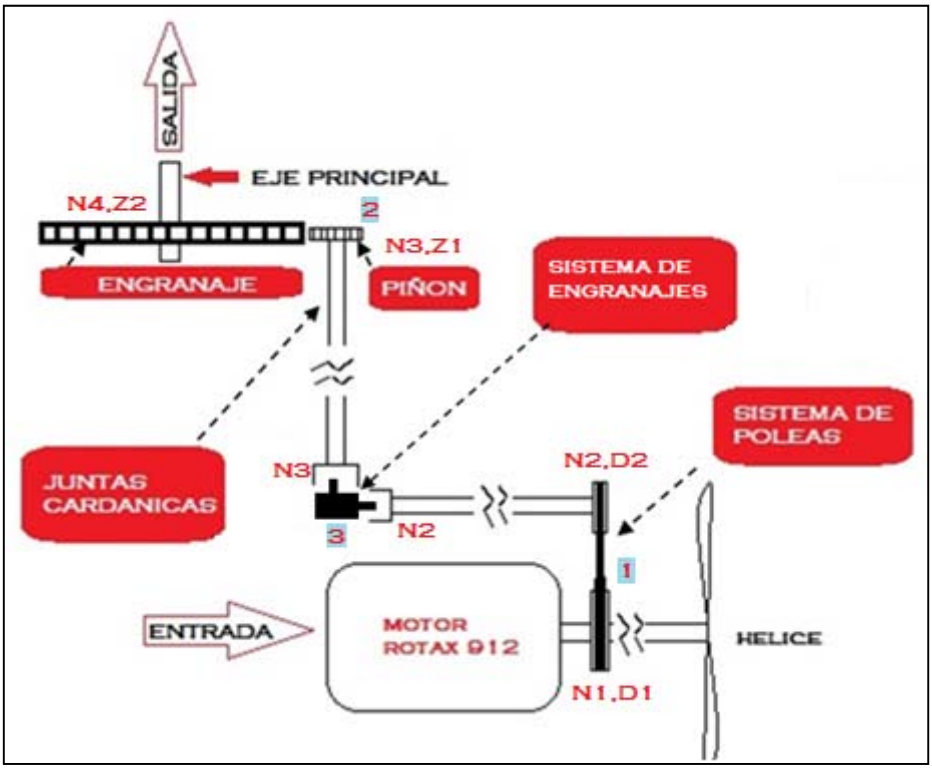
Cabe aclarar que la velocidad mínima inicial del motor para poder activar el pre-rotador es de 2000rpms y progresivamente se va aumentando hasta obtener 5500 rpm´s para el despegue. A continuación se verá el desarrollo ingenieril teniendo en cuenta la fase más crítica del motor, que es cuando se encuentra en la fase de decolaje con unas revoluciones por minuto en el motor principal de 2000 rpm´s.

Analicemos todos los parámetros de entrada y salida

- La velocidad que puede alcanzar el motor es de 80 a 140 km/h a unas rmp de 2000-5500 respectivamente
- Las rpm´s a la que debe girar el rotor es de 200

Inicialmente para hacer el cálculo, se va a utilizar un sistema de polea como se muestra en [1] en la figura 155, luego se transmitirá el giro en sentido horizontal a sentido vertical, con un sistema de engranajes como se muestra en 3 donde el encargado de hacer las conexiones de transmisión entre las poleas y el piñon del pre-rotador son las juntas cardánicas, para luego ser entregado a un sistema de engranajes como se muestra en 2.

Figura 149. Diagrama del sistema del pre-rotador.



En el sistema 1 de la anterior figura, se puede ver que la polea que se encuentra en el eje principal del motor es más grande que la polea que se encuentra paralela a ella, teniendo una relación de 1a 2, que quiere decir que la velocidad de rotación se va a duplicar, esto con el fin de que el sistema de engranajes cónicos pueda hacer una reducción de revoluciones con una relación de 1 a 2,5 y así poder entregarle las rpm´s indicadas al rotor.

Para hacer un sistema de poleas que sea capaz de reducir las revoluciones se tiene la siguiente ecuación 61[76]:

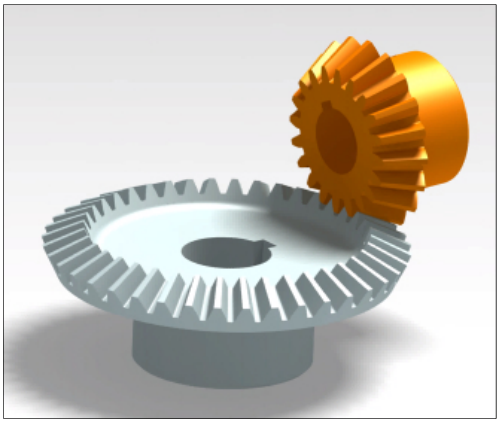
$$N_1 * D_1 = N_2 * D_2 \qquad [61]$$

Cabe resaltar que los diámetros son aproximados y que esta información fue un proceso de ingeniería inversa, tomando las medidas físicas del autogiro que está ubicado en Guaymaral.

Por lo que $N_2 = 4000_{rpm}$

Luego de tener estas revoluciones se transmite por medio de juntas cardánicas a un dispositivo que tiene internamente engranajes cónicos rectos con el fin de poder transmitir la rotación horizontal a rotación vertical como se muestra en la siguiente figura.

Figura 150. Sistema de engranajes cónicos rectos.



[76] DISEÑO EN INGENIERÍA MECÁNICA. Cuarta edición. JOSEPH E. SHIGLEY. McGraw-hill, México, 1965. Capitulo 13.
MÁQUINAS CÁLCULOS DE TALLER. A.L. CASILLAS. Ediciones, España, Capitulo 3.

La relación de este sistema es 1 a 1, por lo que $N_2 = 4000_{rpm}$, donde la polea gira en un sentido de rotación horizontal para luego entregarle al piñón las mismas revoluciones en un sentido de rotación vertical ($N_3 = 4000_{rpm}$).
Luego de tener calculado el sistema de poleas se procede hacer los cálculos y el diseño del sistema de reducción de engranajes entre el piñón y el engranaje que está unido a la cabeza del rotor.

Para hacer un sistema de reducción de engranajes se tiene la siguiente ecuación 62[77]:

$$N_3 * Z_1 = N_4 * Z_2 \qquad [62]$$

Despejando Z_1 de la $eq.(2)$ se tiene:

$$Z_1 = 13{,}86_{dientes}$$

4.4.9 Selección de la correa en "V"

Para seleccionar la correa que se va a instalar entre el sistema de poleas se tiene que tener en cuenta el factor de servicio (μ)[78]. Dice que μ es un valor que puede tomar valores que varían entre 1 (uno) y 2 (dos) e indica en qué condiciones trabajan las correas.

Para este caso el factor de servicio es de 1 (uno), ya que se refiere a servicios intermitentes en la que va a estar expuesta la correa y donde no excede la carga asignada, los arranques se producen en vacío. Las correas trabajan en condiciones higiénicas, al resguardo de los factores climáticos y en instalaciones que poseen un adecuado mantenimiento.

Para ello se calcula la potencia de diseño (Pd) según la ecuación 63:

$$Pd = Pt * \mu \qquad [63]$$

Donde:

Pt: $es\ la\ potencia\ teórica$
μ: $es\ el\ factor\ de\ servicio = 1$

Por lo tanto la potencia de diseño es:

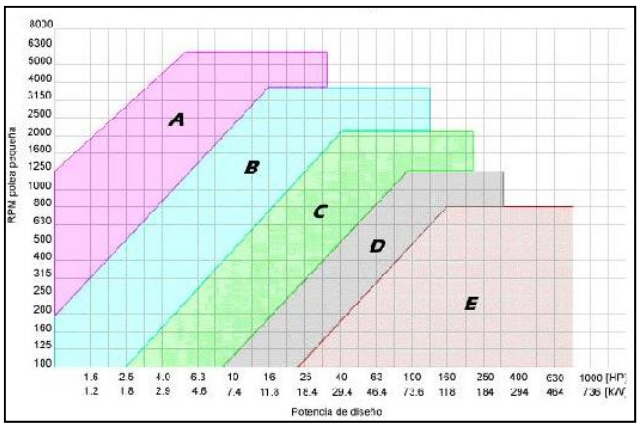
[77] DISEÑO EN INGENIERÍA MECÁNICA. Cuarta edición. JOSEPH E. SHIGLEY. McGraw-hill, México, 1965. Capitulo 13.
MÁQUINAS CÁLCULOS DE TALLER. A.L. CASILLAS. Ediciones, España, Capitulo 3.

[78] Diseño y selección del mando a correas en "V", de la escuela provincial de educación técnica nº1-Santa rosa-TIP Electromecánica- Marzo de 2005.

$$Pd = 100_{HP} * 1$$
$$Pd = 100_{HP}$$

Con una potencia de 100HP y una velocidad de rotación de 3900 rpm, se puede ver en la siguiente figura, que el perfil de correa más apropiado es el tipo “B”.

Figura 151. Grafico de selección del perfil de correas.



Fuente: Diseño y selección del mando a correas en “V”
En la tabla 15, se puede ver las características del tipo “B”.

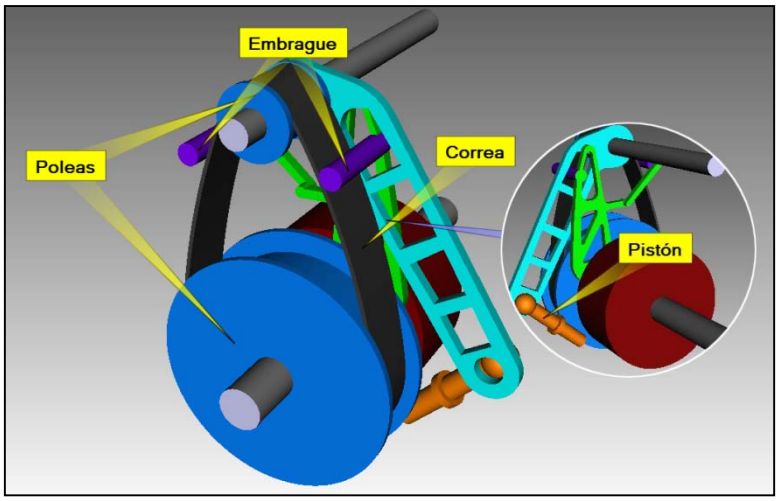
Tabla 15. Características de las correas en “V” tipo “B”.

Sección	Ancho Superior (mm)	Altura (mm)	Angulo (grados)
O	10	7	40
A	13	8	40
B	17	10	40
C	22	14	40
D	32	18	40
E	38	25	40

Fuente: Diseño y selección del mando a correas en “V”

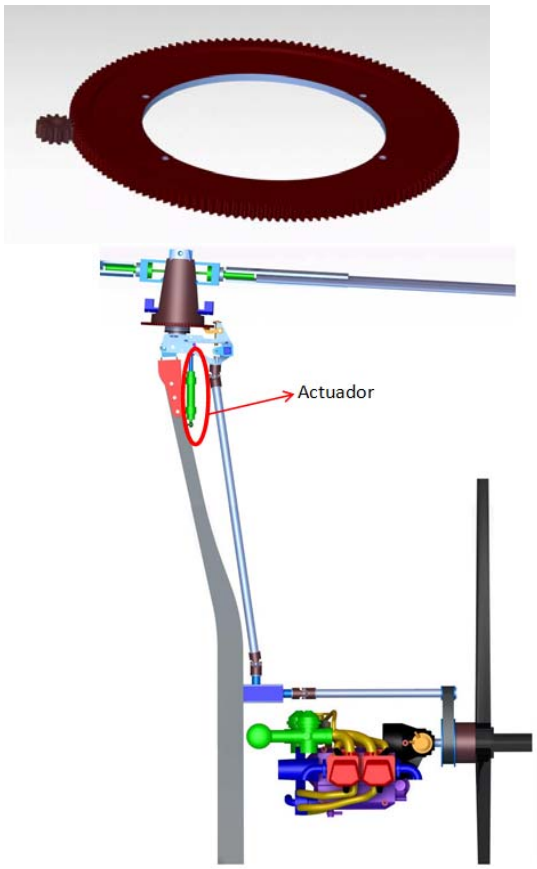
En la siguiente figura, se puede ver la disposición del sistema de poleas, la correa seleccionada y el sistema de embrague.

Figura 152. Transmisión de poleas y sistema de embrague.



El objetivo principal del embrague es tensionar la correa para que se transmita la potencia entre poleas, la cual la opera el piloto desde cabina en la palanca de mando. Cuando el piloto oprime el botón para embragar el sistema lo que sucede es que al oprimir el botón hace que actué un pistón que se encargara de mover una placa, que a su vez ejerce una fuerza sobre los embragues haciendo que se cierre y así tensione la correa.

Figura 153. Ensamblaje total del pre-rotador.

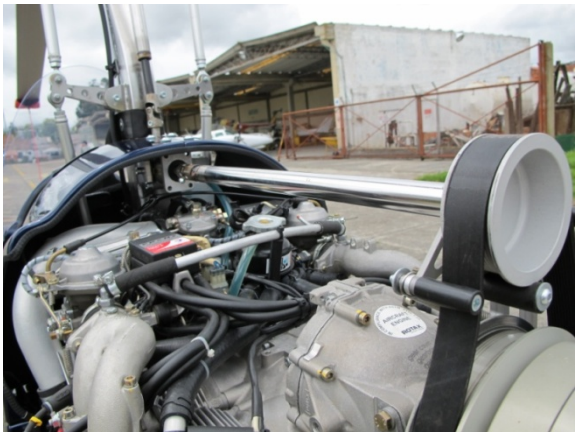


Como se acaba de ver en la parte del diseño del sistema pre-rotador, hay un diseño planteado de transmisión, donde no hay comparación alguna entre los sistemas seleccionados como: la correa de transmisión, el sistema de poleas, y el embrague, todo ello influenciado en hacer efectiva la pre-rotación. Por lo tanto la razón por la cual no se escogen más sistemas y no se hace una comparación entre ellos para seleccionar el más apropiado es porque el objetivo de diseñar un sistema rotor de paso variable es poder hacer una alteración menor al Autogiro MTO sport que está ubicado en el aeropuerto de guaymaral, donde lo único que se pretende es cambiar el rotor, instalándole los accesorios adicionales como: las escobillas, la alimentación del servo y el control en cabina.

Notando la figura 154, se puede ver que el sistema del pre-rotador anteriormente estudiado es el que corresponde al Autogiro que se le hará la modificación del rotor, cabe aclarar que se podría hacer un estudio y encontrar una mejor correa de transmisión y un mejor sistema de embrague, pero no se hace por dos motivos primero porque acarrearía tener que hacer modificaciones en la parte del motor y la estructura, generando mayor o menor peso, lo que haría variar demasiado el centro de gravedad de la aeronave, además de tener que hacer una re-estructuración para ubicar los nuevos componentes y segundo por la parte legal ya que se harían demasiadas modificaciones al autogiro y esto implicaría tener que volver hacer un

certificado tipo de la aeronave, por lo que sería mejor hacer todo el diseño de la aeronave.

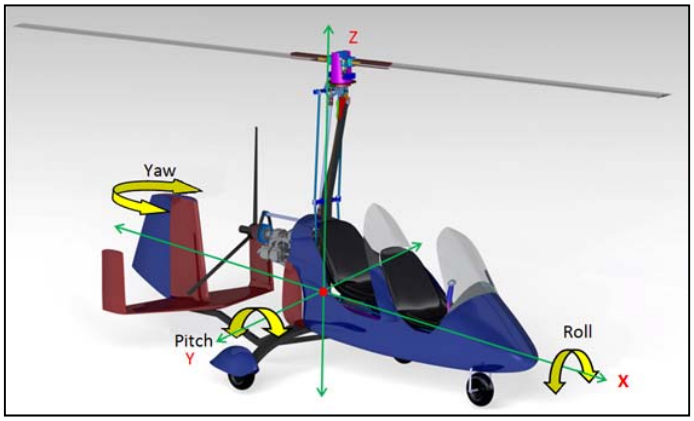
Figura 154. Sistema pre-rotador Autogiro Guaymaral



4.4.10 Sistema de control del rotor principal

Para la operación en vuelo del autogiro es necesario tener los tres movimientos convencionales de cualquier aeronave, pitch, roll y yaw, como se ve en la figura 155, en este caso solo se analizará el movimiento que genera el rotor, que es el pitch y roll.

Figura 155. Sistema de ejes de rotación.



El movimiento de yaw se da por medio de pedales, que para el caso del piloto están ubicados debajo del panel de control y para el copiloto debajo del asiento del piloto, estos pedales están conectados por medio de guayas desde el tren de nariz, pasando por los pedales hasta la superficie de control del rudder.

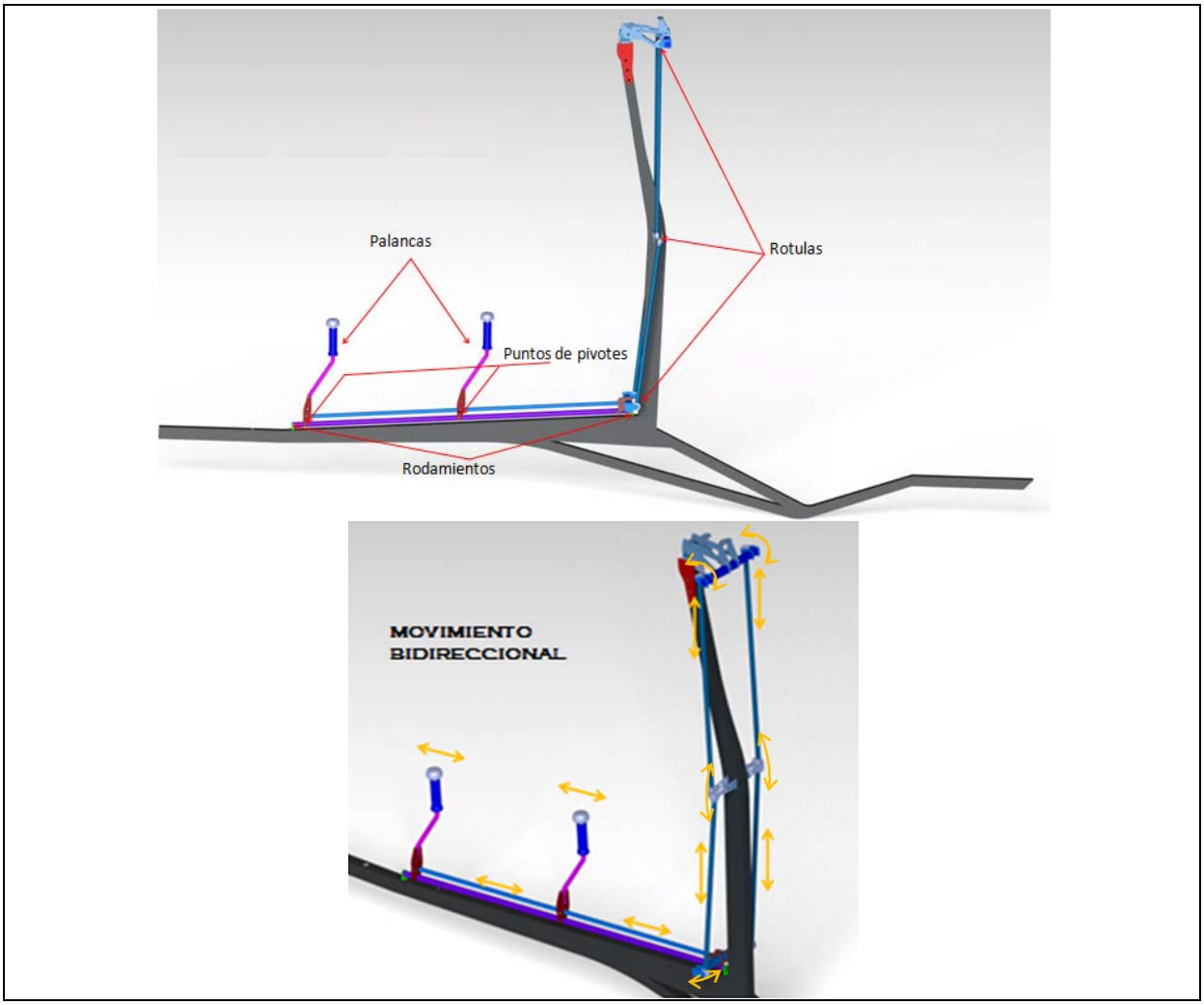
Para el control de la rotación longitudinal en el eje X, como para la rotación transversal en el eje Y, el piloto o copiloto, tienen el control de los mandos en los dos puestos, ya que una de las tantas funciones del autogiro es de enseñanza.
Ahora bien cuando el piloto se encuentre realizando un ascenso o descenso, se va hablar de una rotación transversal en el eje Y y cuando se hagan virajes a la derecha o izquierda, se habla de una rotación longitudinal en X.

A continuación se procede a mostrar el funcionamiento, desplazamiento y fuerzas que influyen en el movimiento del pitch y roll.

4.4.10.1 Pitch

En la siguiente figura, se puede ver los componentes del mecanismo y el desplazamiento desde la operación de la palanca de mando por el piloto hasta el movimiento del rotor.

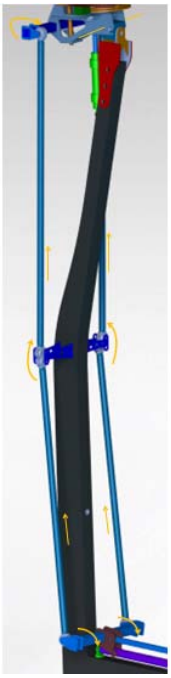
Figura 156. Componentes y desplazamientos del movimiento en pitch.

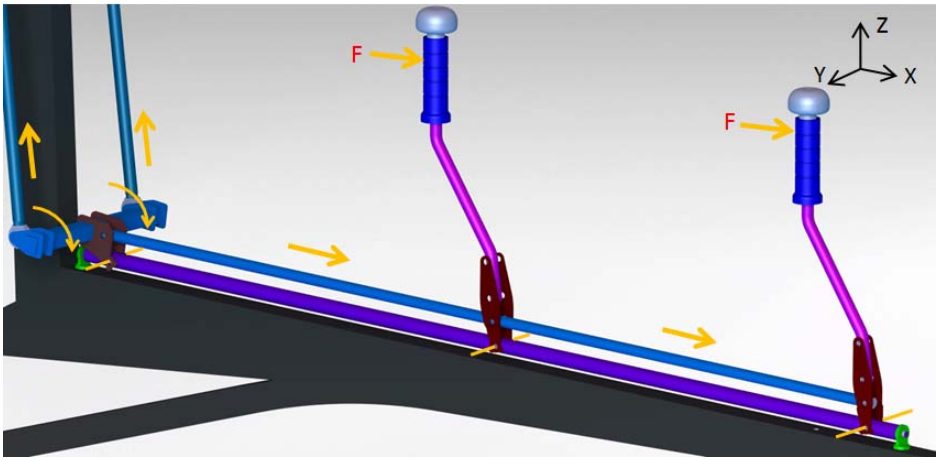


Ahora que ya se tiene claros los componentes del mecanismo y los desplazamientos que se generan, se procederá analizar un solo movimiento para ver detalladamente cada componente y poder hacer su respectivo análisis de fuerzas.

Para la figura 157, se verá una aplicación de fuerza en el eje X por parte del piloto, lo que quiere decir que la aeronave tendría una disminución en la inclinación del rotor.

Figura 157. D*iagrama de* fuerzas aplicadas a las palancas de mando

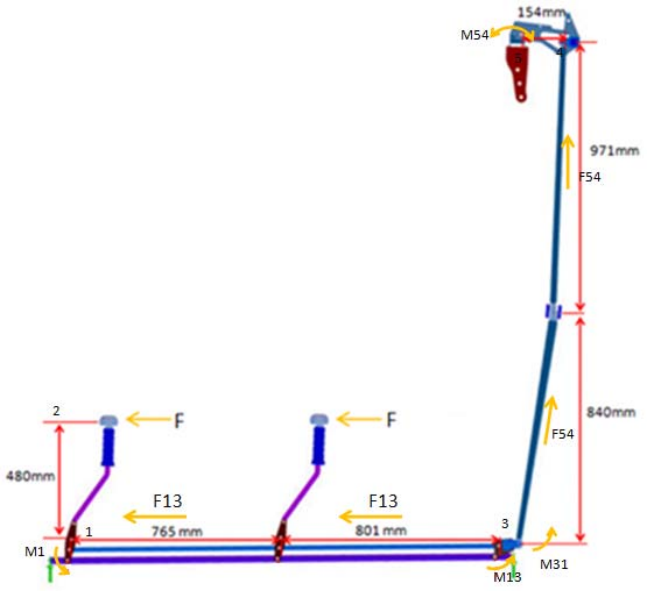




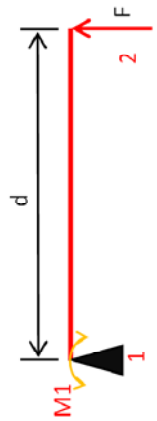
En el capítulo 2.3.4 de este documento se encuentra que la fuerza limite de operación del piloto para el control de la mano (Stick) es de 445N hacia delante y atrás, y una fuerza de 300N para el control lateral.

A continuación en la figura 158, se verá las medidas de los componentes, esto con el fin de hallar los momentos.

Figura 158. Dimensiones de las palancas.

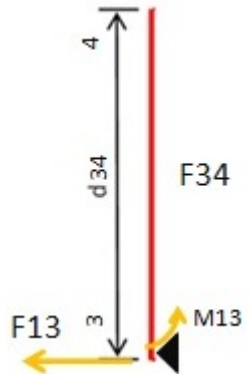


$$M_1 = F_2 * d_{12}$$
$$M_1 = 445_N * 0{,}480_m$$
$$M_1 = 213{,}6_{N/m}$$

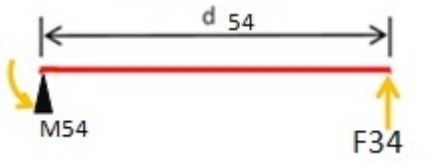


$$M_1 = M_{13}$$
$$F_2 * d_{12} = F_{13} * d_{13}$$
$$213{,}6\frac{N}{m} = F_{13} * 1{,}566_m$$
$$F_{13} = 136{,}39_N$$

$M_{13} = F_{34} * d_{34}$
$213{,}6_{N/m} = F_{34} * 1{,}811_m$
$F_{34} = 118_N$



$M_{54} = F_{34} * d_{54}$
$M_{54} = 118_N * 0{,}154_m$
$M_{54} = 18{,}172_{N/m}$



Se menciona que por normatividad y por ergonomía el piloto no puede exceder los 445 N hacia adelante y los 300 N para el control lateral, para determinar la fuerza que el piloto tiene que hacer con el nuevo rotor, es necesario saber el peso total del mismo, ver las dimensiones y determinar que tanto se aumento las medidas de la cabeza y a qué distancia quedo el hub, esto con el fin de determinar el centro de gravedad de todo el rotor y conocer su inercia.

4.5 ANÁLISIS ESTRUCTURAL

El análisis estructural es una parte fundamental en el diseño de sistemas mecanismos, ya que permite determinar la respuesta de estos ante acciones externas, y expresarlas en función de deformaciones, esfuerzos, reacciones, tensiones, entre otros.

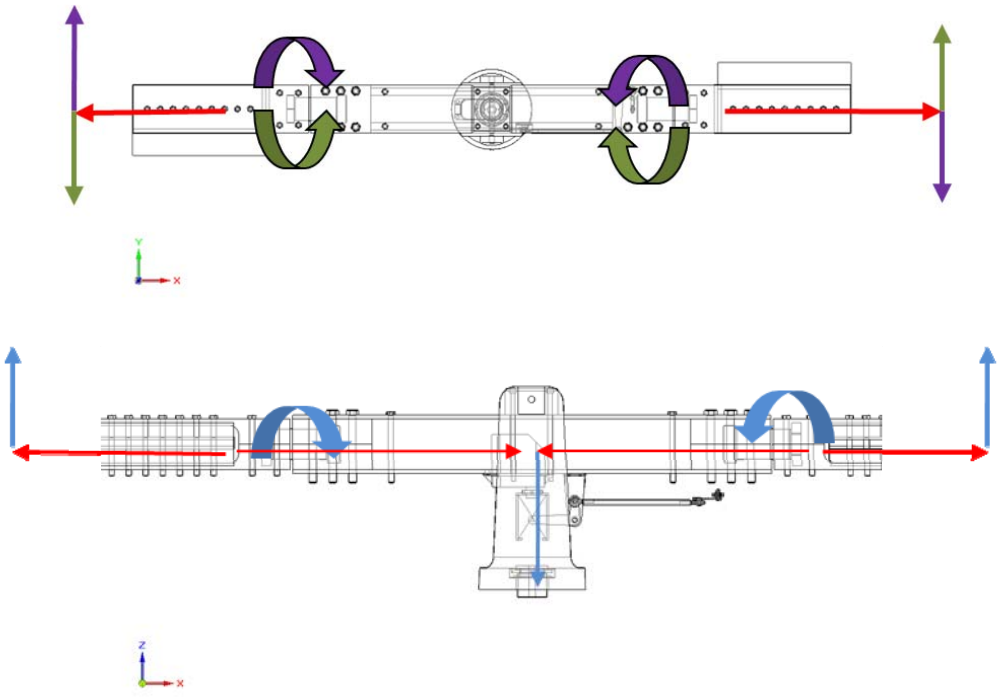
Se observo que en libros como; Aircraft Performance And Desing (John D. Anderson, Jr.), AirplaneDesing, parte I (Dr. JanRoskam), AircraftDesing: A Conceptual Approach (Daniel P. Raymer), AircraftStructuresforengineeringstudents, cuata edición (T.H.G. Megson), plantean formas de realizar un análisis estructural, muy similares, de hecho las diferencias que se encontraron son referentes al esquema que el autor usa para lograr el mismo fin.

Partiendo de esta bibliografía y del diseño total del Rotor se desarrollo el análisis estructural.

4.5.1 Trayectoria de las cargas

Se realizo un diagrama del recorrido de cargas, como se puede ver en la figura 159, desde las palas hasta el mástil, con el objeto de determinar las cargas bajo las cuales van a estar sometidas cada una de las piezas que componen la estructura.

Figura 159. Trayectoria de las cargas del rotor



4.5.2 Análisis de fatiga

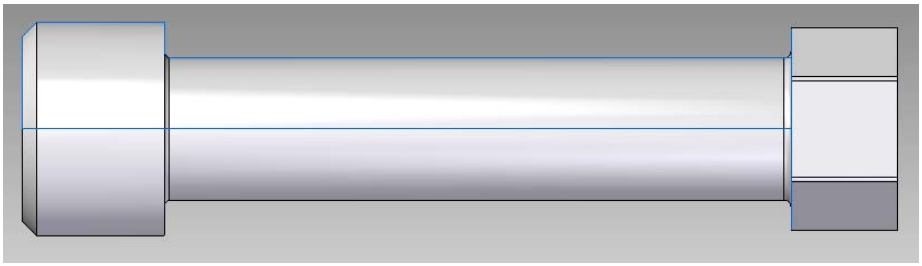
La estructura que se diseño está sometida a cargas variables, es decir que estas se modifican a través del tiempo, iniciando en una fase de inactividad de la aeronave donde el único esfuerzo es generado por el peso de la pala, con un punto intermedio del ciclo cuando esta se encuentra en fase de crucero y finalizando cuando la aeronave nuevamente esta en tierra inactiva. Durante la fase de vuelo se presentaran pequeñas variaciones en las cargas sobre la pieza, que podrían generar un comportamiento cíclico, con mínimas amplitudes de onda, en la relación de esfuerzo mínimo y máximo, por tanto se desprecia su influencia en la fatiga del materia, debido a que en un análisis estructural los datos que se someten a estudio son los que generan las situación más crítica sobre la pieza.

4.5.3 Elección de la pieza critica

Para un análisis preliminar es de vital importancia, tener en cuenta el tipo de esfuerzos que se generan por estas cargas fluctuantes y el daño que se podría ocasionar en la estructura a consecuencia de estas, ya que como diseñadores de piezas o estructuras que serán usadas en el campo aeronáutico, se debe mantener un alto grado de seguridad.

El análisis por fatiga, se realizo para la pieza más crítica del rotor, que en este caso es el eje de cambio de paso de las palas, debido a que posee un único punto de apoyo que permite la rotación necesaria para realizar el cambio de paso. Este punto se encuentra sometido a una combinación de esfuerzos de tensión axial y momentos debido a la distribución de fuerzas aerodinámicas sobre las palas. Convirtiendo esta pieza en la más susceptible a la falla por fatiga.

Figura 160. Eje de cambio de paso de las palas



- Dimensiones de la pieza

Tabla 16. Dimensiones de la pieza

PARTE	DIMENSIONES EN (mm)	
Extremo cilíndrico	Diámetro exterior	70
	Diámetro interior	65.2
	longitud	24
	Redondeo	2.85
Extremo hexagonal	Perímetro	240.66
	longitud	18
	Redondeo	2.85
Parte central	longitud	100.3
	Diámetro central	57
Longitud total		148

- Esfuerzos que sufre la pieza

  El cálculo de estos esfuerzos se realizó tomando en cuenta las cargas aerodinámicas que se presentan en el rotor durante la fase de crucero y cuando la aeronave se encuentra en tierra, donde la única carga se debe al peso de las palas. Este ciclo estaría dado por despegue y aterrizaje.

Esfuerzo Máximo ksi	41.59
Esfuerzo Mínimo ksi	1.99

4.5.4 Determinación de las cargas criticas

Según la normatividad de la gran mayoría de los países que regulan y certifican el diseño y construcción de autogiros, y especialmente la autoridad aeronáutica civil Británica, establecen un factor de carga de diseño de 3,5 y un factor de seguridad de 1,5. Este factor de carga está basado en el peso de la aeronave, y en el caso de esta investigación, se tomo el autogiro MTO como modelo base para realizarle la modificación en el rotor, por lo que en la sección de fase crítica de vuelo de aerodinámica, y en el Anexo C, se tuvieron estos parámetros de entrada para la ejecución del aplicativo matemático, que determino la distribución de cargas aerodinámicas y de fuerza centrifuga. Sin embargo estas cargas fueron simplificadas para un ejercicio de cálculos estructurales, de modo que se tomaran solo las magnitudes y los centroides de las fuerzas, sin importar su distribución, teniendo el mismo resultado, ya que el momento y las fuerzas generadas se mantienen iguales.

Para el ejercicio matemático de cálculo estructural de la pieza critica del rotor, se tomo como punto de estudio la región en donde el área del eje es la menor, y se

encuentra más cerca del centro de rotación del rotor completo, debido a que será la zona sometida a mas momentos flectores y con la menor área transversal, resultando en los mayores esfuerzos.

Debido a las condiciones de operación que se plantean para realizar un análisis estructural, se tendrán en cuenta 3 condiciones de carga, una con factor de carga de 1 (ver tabla 17) que representa la operación normal en crucero de la aeronave, otra con factor de carga de 0 (ver tabla 18) en donde solo interviene el peso de las palas, y la otra condición será con factor de carga de 3,5 (ver tabla 19). Las dos primeras condiciones serán utilizadas para la el análisis por fatiga de la pieza, de modo tal que se puedan determinar los ciclos de vida útil de la misma, mientras que la tercera condición será utilizada para determinar las dimensiones y el material de la pieza a la que se le está haciendo el análisis, garantizando un factor de seguridad bajo estas condiciones.

Tabla 17. Condición de factor de carga = 1

Item	Fuerza	Centroide	Punto de estudio	Brazo	Momento generado
			Pala en Retroceso		
Thrust	2290 N	3.185 m	0.385	2.8 m	6412 Nm
No – Tracción	35.7 N	3.22 m	0.385	2.835 m	101.2 Nm
Tracción	232.8 N	3.042 m	0.385	2.657 m	618.54 Nm
Momento	0.85 Nm				
Fuerza centrifuga	38688 N				
			Pala en Avance		
Thrust	2290 N	2.7024 m	0.385	2.317 m	5306.8 Nm
No – Tracción	48.37 N	2.932 m	0.385	2.547 m	123.2 Nm
Tracción	60.59 N	1.54 m	0.385	1.15 m	69.9 Nm
Momento	8.15 Nm				
Fuerza centrifuga	38688 N				

Tabla 18. Condición de factor de carga = 0

Item	Fuerza	Centroide	Punto de estudio	Brazo	Momento generado
			Pala en Retroceso		
Peso de palas	105 N	2.765 m	0.385	2.38 m	-250 Nm
No – Tracción	0 N	0 m	0.385	2.38 m	0 Nm
Tracción	0 N	0 m	0.385	2.38 m	0 Nm
Momento	0 Nm				
Fuerza centrifuga	0 N				
			Pala en Avance		
Peso de palas	105 N	2.765 m	0.385	2.38 m	-250 Nm
No – Tracción	0 N	0 m	0.385	2.38 m	0 Nm
Tracción	0 N	0 m	0.385	2.38 m	0 Nm
Momento	0 Nm				
Fuerza centrifuga	0 N				

Tabla 19. Condición de factor de carga = 3,5

Item	Fuerza	Centroide	Punto de estudio	Brazo	Momento generado
			Pala en Retroceso		
Thrust	9989 N	3.06 m	0.385	2.675 m	26720.5 Nm
No – Tracción	1426 N	2.78 m	0.385	2.395 m	3415.2 Nm
Tracción	3679 N	3.18 m	0.385	2.795 m	6867.5 Nm
Momento	11 Nm				
Fuerza centrifuga	98667 N				
			Pala en Avance		
Thrust	9989 N	3.32 m	0.385	2.935 m	29317.7 Nm
No – Tracción	218 N	2.67 m	0.385	2.285 m	498.13 Nm
Tracción	192 N	1.76 m	0.385	1.375 m	264 Nm
Momento	8.26 Nm				
Fuerza centrifuga	98667 N				

4.5.4 Análisis de esfuerzos combinados

La pieza que se analizará estructuralmente con más detalle será el eje de rotación de las palas, ya que es el componente más crítico, puesto que una falla de este podría significar el desprendimiento de las palas, o el descontrol de la aeronave, teniendo consecuencias como la perdida de la seguridad en vuelo, la confortabilidad e incluso la vida de los mismos ocupantes.

En esta pieza se analizara la región anteriormente mencionada en el capítulo de determinación de cargas críticas, tomando 4 puntos de estudio en la región exterior del radio de la pieza, para ver en donde se presentaran los mayores esfuerzos, y con eso poder determinar el material de la pieza. Los puntos de estudio se encontraran en la parte superior, inferior, central izquierda y central derecha del cilindro, ya que en estos puntos se espera que se presenten las mayores componentes de esfuerzo en la pieza.

El análisis se debe comenzar a partir de las cargas y la geometría propuesta, calculando su área y momento de inercia, que para el caso de un área circular esta dado por la ecuación 64[79], en donde r es el radio desde el centro del círculo hasta el punto de análisis en la pieza.

$$I = \frac{1}{4} * \pi * r^4 \qquad [64]$$

La pieza crítica seleccionada se verá expuesta a cargas axiales, a momentos flectores y a cortantes, por lo que se deberá hacer un análisis estructural teniendo en cuenta todas las cargas aplicadas. Inicialmente se determinara el esfuerzo normal en cada uno de los puntos de estudio de la sección transversal del eje, en donde el esfuerzo normal combinado se determina de acuerdo a la ecuación 65[80].

$$\sigma = \frac{P}{A} \pm \frac{M_x * X}{I} \pm \frac{M_y * Y}{I} \qquad [65]$$

Dentro de la anterior ecuación la fuerza P corresponde a la fuerza centrifuga, que es completamente axial al area transversal, por lo que se deberá dividir entre esta para obtener un esfuerzo. Además se deberán sumar los momentos debidos a las fuerzas de thrust, tracción y no tracción (que son opuestos y se restan) al esfuerzo normal combinado que se presente en el punto de estudio, y los valores de X y Y serán la distancia desde el centro de rotación del eje hasta el punto de análisis, dependiendo de las coordenadas del mismo. Los signos positivos o negativos indican si el esfuerzo será de compresión (-) o de tensión (+), ya que es mas critico para la falla de una pieza los esfuerzos de tensión.

[79] Hibbeler R.C. Mecanica de materiales Sexta edición, 2006. Pag 435.
[80] Allen David. Introduction to aerospace structural analysis. Texas A&M University. 1985. Pag 169.

Además del esfuerzo normal combinado, también se producirá un cortante combinado, debido a las fuerzas aerodinámicas totales de las palas y al momento aerodinámico de las mismas. Para el cálculo de este esfuerzo, se necesita conocer antes el valor del momento polar de inercia, que depende nuevamente de la geometría y esta dado para una superficie circular por la ecuación 66.

$$J = \frac{1}{2} * \pi * r^2 \quad [66]$$

El cortante combinado en los puntos de estudio se determinara según la ecuación 67, en donde v_x corresponde a la fuerza total en un sistema de coordenadas alineado con X, mientras que v_y está alineada con un sistema de coordenadas perpendicular, T es el momento total producido en la pala y X es la distancia del centro a cualquier punto de análisis, ya que en este caso el esfuerzo cortante debido al momento se distribuye de igual forma en todos los puntos ubicados a la misma distancia radial.

$$\tau = \frac{4v_x}{3A} \pm \frac{4v_y}{3A} \pm \frac{T * X}{J} \quad [67]$$

De acuerdo a las anteriores ecuaciones, a las cargas criticas y a la geometría de la pieza seleccionada, se determinaron los esfuerzos en cada uno de los 4 puntos de análisis, tanto para la pala que se encuentra en avance, como para la que se encuentra en retroceso, debido a que estas tienen distintas distribuciones de fuerzas y por tanto una carga distinta.

Con los esfuerzos combinados totales debidos al cortante y al esfuerzo normal, se pudo determinar el esfuerzo equivalente de Von Misses, que es un esfuerzo ampliamente utilizado para determinar cuál será el esfuerzo total al que estará sometido el punto de análisis de la estructura, y de acuerdo a ese esfuerzo, poder determinar el esfuerzo de fluencia del material para poder satisfacer las condiciones de diseño y soportar las cargas a las que se ve sometida, teniendo un factor de seguridad mayor de 1, usualmente en aplicaciones aeronáuticas de 1,5.

En la ecuación 68, correspondiente al esfuerzo de Von Misses, se tiene solo un esfuerzo normal en dirección xx, ya que el área transversal de la pieza que se vera afectada apunta en esta dirección, y el único cortante estará en el mismo plano del área de sección transversal del eje de cambio de paso, por lo que los demás términos de la ecuación general no se consideraran en este caso, ya que son igual a cero. Despejando el esfuerzo equivalente de Von Misses, y reemplazándolo en la ecuación 69, en donde este valor es multiplicado por un factor de seguridad de 1,5 para determinar el esfuerzo de fluencia del material que debe ser seleccionado para la pieza.

[68]

[69]

Los resultados que se obtuvieron para cada una de las condiciones de estudio y los puntos de análisis, se muestran a continuación en la tabla 20, en donde los valores mostrados corresponden a la pala que se encuentra en retroceso, que es la que se encuentra sometida a las mayores cargas debido a su distribución y mayor separación del centroide de la fuerza con respecto al punto de sujeción de la pala.

Tabla 20. Resultados de los cálculos estructurales en la sección critica de la pieza de análisis en la pala de retroceso

Punto de estudio	Esfuerzo Normal Combinado (MPa)	Esfuerzo cortante combinado (MPa)	Esfuerzo equivalente (Von Misses) (MPa)	Resistencia de material necesario (F.S = 1.5) (MPa)	Resistencia de material necesario (F.S = 1.5) (KSi)
Factor de carga = 1					
INFERIOR	367.83	1.74	367.84	551,77	80,02
SUPERIOR	-337.5	1.74	337.52	506,28	73,43
IZQUIERDO	43.6	1.74	43.71	65,58	9,51
DERECHO	-13.29	1.74	13.63	20,45	2,96
Factor de carga = 3.5					
INFERIOR	1508.34	10.79	1508.45	2262,69	328,17
SUPERIOR	-1.431	10.79	1431.13	2146,70	311,35
IZQUIERDO	415.84	10.79	416.26	624.39	90,56
DERECHO	-338.5	10.79	339.02	508.54	73,75

Los resultados de los cálculos para el caso de un factor de carga de 0, correspondiente a una fase en donde el autogiro se encuentra en tierra parqueado, no fueron mostrados en la anterior tabla, debido a que el único momento es debido al peso de las palas, y su esfuerzo máximo es de 0.045 veces el esfuerzo en una condición de factor de carga de 1, para la fase de crucero, por lo que con esta simple relación se podrá iniciar el proceso de determinación de la vida útil de la pieza y su análisis por fatiga.

De acuerdo a los cálculos realizados se escogió un Acero de altas propiedades en cuanto al esfuerzo de fluencia, como lo es el acero AISI grado 18 Ni, que tiene un

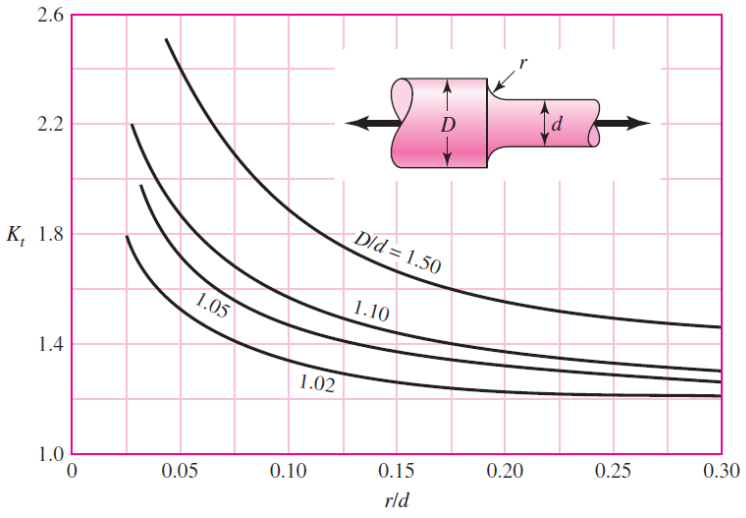
esfuerzo máximo de fluencia de 342,7 Ksi, proporcionando un margen de seguridad mayor de 0, que le dará una mayor robustez al diseño del rotor para soportar las cargas de diseño propuestas. Las propiedades mecánicas de este material se pueden ver en el Anexo H. Esta aleación de acero es utilizada ampliamente en aplicaciones aeronáuticas como casings de motores a reacción, ejes de turbina y compresor de motor a reacción, ejes de rotores de helicópteros, misiles y cohetes, entre otros.

4.5.5 Análisis por concentración de esfuerzos

La pieza es geométricamente discontinua por lo que genera zonas de concentración de esfuerzos, criterio que se debe analizar ya que la pieza puede fallar en estas áreas. Con la ayuda del factor de concentración del esfuerzo teórico, que solo tiene en cuenta la relación con la geometría, sin importar el material se define un primer valor para este factor, con los diagramas de factores de concentración de esfuerzo teórico K_t , que se encuentran en el libro de Diseño de Ingeniería Mecánica.

Tomando como referencia la figura 171 y la tabla 20 se realizaron los cálculos correspondientes para obtener el K_t .

Figura 161. Grafico de concentración de esfuerzos.



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

$$\frac{D}{d} = \frac{70mm}{57mm} = 1{,}2$$

$$\frac{r}{d} = \frac{2.85mm}{57mm} = 0.05$$

Donde:

- D es el diámetro exterior del extremo cilíndrico de la pieza.
- *D* es el diámetro central.
- *r* es el radio del redondeo.

Debido a que la relación $\frac{D}{d}$ da 1.2 y esta no se encuentra disponible en la figura 171, se toma como referencia la línea que representa una relación del $\frac{D}{d}$ de 1.5 que proporciona un$K_t = 2.4$, aunque el valor de $\frac{D}{d} = 1.2$ es más cercana a la línea que representa la relación de $\frac{D}{d} = 1.1$, no se tendrá en cuenta ya que se estaría asumiendo un valor para K_t menor al que en realidad es y esto podría interferir con la integridad de la pieza.

4.5.6 Vida útil de la pieza

La determinación de los ciclos de vida útil de una pieza sometida a cargas variables es importante para lograr establecer el momento en el que fallara la pieza por fatiga, y así poder establecer dentro de un manual de operaciones un hard time, donde se garantice la correcta operación de la pieza hasta el momento en el que deba ser cambiada, evitando consecuencias catastróficas debido a la falla.

Con la cantidad establecida para K_t, se desarrollo el proceso de identificación de los aceros o titanios definidos en el manual MIL-HDBK[81], ya que posee información necesaria para el desarrollo del análisis por fatiga que se desea realizar, y con los cuales se podrá fabricar la pieza.

Se establecieron 3 condiciones como parámetros de elección, la primera de ellas se relaciona directamente con la geometría, ya que las probetas sobre las cuales se realizaron las pruebas para establecer los ciclos de vida de esta, sometida a esfuerzos, debe ser una barra, esto porque la pieza que se analiza es un eje. El segundo parámetro, se relaciona con el valor de K_t, pues es importante que este se encuentre dentro de la escala de los diagramas de factores de concentración de esfuerzo teórico y que sea cercano o igual al establecido previamente. Final mente el tercer parámetro depende del esfuerzo último del material que demanda la pieza para soportar las cargas.

Según lo hallado en el MIL-HDBK, y teniendo en cuenta las condiciones anteriormente mencionadas, se encontró la aleación de titanio ***Ti-6Al-4v*** y el ***17-4PH*** un acero aleado.

[81] Estados Unidos. Department Of Defense. Military Handbook, MIL-HDBK-5H, Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. 1998.

- La aleación Ti-6Al-4v del grupo de Titanios aleados Alpha-Beta, se encuentra disponible en todas las formas, puede ser utilizado tanto en la solución de recocido como en tratamiento de envejecimiento. Para lograr su resistencia máxima se usa las condiciones de recocido o recocido dúplex, y para obtener su máximo de fuerza se usa la condición STA.

  Las propiedades físicas de este material las podrá ver en el Anexo G.

  Aunque la aleación de titanio ***Ti-6Al-4v*** presenta cualidades optimas para fabricar la pieza en este material, se descarta debido 2 causas la primera es que el esfuerzo de fluencia del material $TYS = 143\ KSI$, es mucho menor que el requerido. Y la segunda se debe a la inexistencia de tablas con datos experimentales para desarrollar un análisis por fatiga.

- El acero aleado***17-4PH***, corresponde a los aceros inoxidables bajo precipitación y transformación-endurecimiento, son martenisticos o semiaustenicos, endurecidos por tratamiento térmico.

  Usado en piezas donde se requieran grandes esfuerzos y este expuesto en ambientes donde la corrosión y la oxidación sean inminentes. Es fácilmente forjado, mecanizado y es bueno para ser soldado. Cuando es sometido a fundición presenta micro encogimiento, disminuyendo la ductilidad pero sin perder resistencia a la rotura. Las propiedades físicas de este material las podrá ver en el Anexo G. Pero presenta el mismo problema que el titanio el $TYS = 195\ KSI$, es menor que los 350 Ksi de esfuerzo de fluencia que debe soportar la pieza.

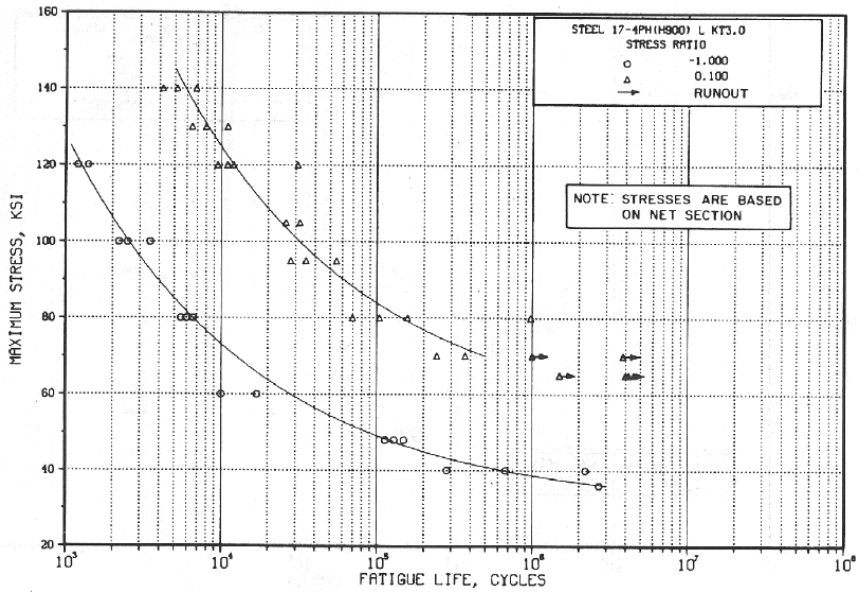
  Se decide por lo tanto establecer un nuevo acero que cumpla con las condiciones demandadas.

- **Acero Martensitico AISI Grado 18**

  Debido a la inexistencia de graficas que permitan determinar los ciclos de vida útil, se toma como guía la grafica del acero aleado***17-4PH*** y se asumen las ecuaciones establecidas para la determinación del número de ciclos.

4.5.7 Vida útil para Acero Martensitico AISI Grado 18

Figura 162. Best-fit S/N curves for notched, K_t=3, 17-4PH (H900) bar, longitudinal direction



Fuente: MIL-HDBK-5J

Figura 163. Correlative Information for figure 172

Product Form: Bar, 1 inch and 1.125 inch diameter

Properties:	TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
	202	195	RT

Specimen Details: Circumferential V-Groove, $K_t = 3.0$

Gross diameter inches	Net diameter inches	Notch radius inches
0.430	0.300	0.016
0.357	0.252	0.013

60° flank angle, ω

Surface Condition: Polished

Reference: 2.6.9.1.8(a)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - Not specified
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:
$\text{Log } N_f = 9.10\text{-}2.79 \log (S_{eq} - 48.4)$
$S_{eq} = S_{max} (1\text{-}R)^{0.67}$
Std. Error of Estimate, Log (Life) = 0.235
Standard Deviation, Log (Life) = 0.897
$R^2 = 93\%$

Sample Size: 39

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

Fuente: MIL-HDBK-5J

De la figura 173 se tomaron las siguientes ecuaciones para determinar los ciclos de resistencia a la fatiga que soportara la pieza.

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = 0{,}048$$

$$S_{eq} = S_{max}(1 - R)^{0.49} = 4{,}24$$

$$N_f = 10^{(24.1 - 10.7 log 87.85)} = 3.608.007{,}252 \quad [70]$$

Según la ecuación 70 se determina que la pieza soportaría 3.608.007,252 de ciclos de resistencia a la fatiga, si se fabrica en Acero Martensitico AISI Grado 18.Es decir que la pieza se encuentra sometida a un alto ciclaje, debido a que el valor está contenido en el dominio de fatiga de alto ciclaje que oscila entre 10^3 extendiéndose hasta la vida de resistencia a la fatiga limite *N,* para los aceros.

4.5.8 Análisis por el Método Esfuerzo-Vida

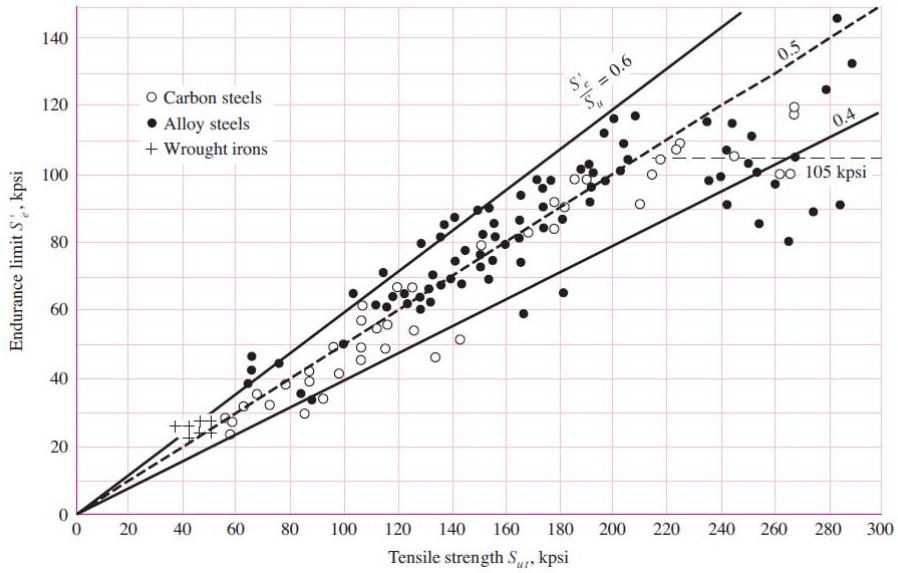
El método de fatiga-vida que se eligió para desarrollar el análisis de esta pieza fue el de Esfuerzo-Vida, por 3 razones. La primera porque se está trabajando con alto ciclaje y este método representa de manera adecuada esta condición. La segunda razón se deriva del acceso fácil que se tiene este método debido a su amplio uso en investigaciones y la tercera porque cuenta con un gran número de datos publicados de las pruebas o ensayos que se han realizado.

4.5.9 Límite de resistencia a la fatiga

El límite de resistencia a la fatiga (S'_e) está en función del tipo del material. Este parámetro debe ser calculado, debido a que nos permite relacionar la tensión máxima que puede soportar el material con un número indefinido de ciclos de tensión sin romperse, brindando un punto de análisis en el diseño de piezas, pues para el diseñador será de vital importancia conocer con anterioridad un estimado de la relación que tienen los valores que puede asumir las tensiones aplicadas con respecto a el numero de ciclos que podrá soportar la pieza diseñada con este material.

Cuando se realiza un diseño preliminar, es necesario obtener el límite de resistencia a la fatiga a través de un método rápido y confiable, el libro Diseño de ingeniería mecánica de Shigley sugiere una forma, basada en la recolección de datos arrojados por muchas fuentes, donde se realizaron ensayos con viga rotativa y de ensayos a la tensión simple sobre la misma barra o lingote. Dando como resultado la siguiente figura.

Figura 164. Límites de resistencia a la fatiga contra resistencias



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

De esta figura se deduce que para los aceros, el límite a la resistencia estará sujeto a las siguientes condiciones:

Si $$S_{ut} \leq 200KSI \; S'_e = 0.5S_{ut}$$

$$S_{ut} > 200KSI \; S'_e = 100 \; KSI \qquad [71]$$

Donde S_{ut}, es la resistencia a la tensión del material, S'_ees el límite de resistencia a la fatiga que se refiere únicamente a la muestra de viga rotativa, no confundir con el valor de S_e que es el límite de resistencia a la fatiga de un elemento sujeto a cualquier carga.

Para el acero que posee una resistencia a la tensión de 350.3 KSI, y teniendo en cuenta las condiciones mencionadas anteriormente en la ecuación 71 el valor de $S'_e = 100 \; KSI$.

4.5.10 Resistencia a la fatiga

Es un parámetro que dado el número de ciclos de tensión permite saber la tensión máxima que puede soportar un material hasta la falla o ruptura.

A continuación encontrara las ecuaciones con las cuales se realiza el cálculo de esta resistencia.

$$S_f = aN^b$$

$$a = \frac{(0.9\ S_{ut})^2}{S_e}$$

$$b = -\frac{1}{3} log \frac{0.9 S_{ut}}{S_e}$$

Donde S_f , es el valor de resistencia a la fatiga, ***a y b*** son constantes, S_{ut} es la resistencia a la tensión del material y $\boldsymbol{S_e} = S'_e$, para efectos de cálculo.

Para Acero Martensitico AISI Grado 18

$a = 993{,}95\ b = -0{,}166$ y $S_f = 80{,}79\ KSI$

4.5.11 Los factores que modifican el límite de resistencia a la fatiga

Es de esperar que asumir un valor para la resistencia a la fatiga que provenga de experimentación, donde las pruebas realizadas sobre probetas se hicieron bajo grandes cuidados, sea erróneo ya que es impensable asumir que la pieza diseñada tenga las mismas condiciones que la probeta, entre las diferencias que se pueden encontrar están, la provenientes del material, de manufactura, por el entorno y de diseño.

Joseph Marín, determino a través de un extenso estudio estadístico realizado sobre el acero 4340, la correlación tanto para la forma multiplicativa como para la aditiva de la formula que planteo para hacer un ajuste al límite de resistencia de fatiga (S_e), donde se encuentran contenidos factores de superficie, carga, tamaño, entre otros que modifican los resultados de los ensayos de materiales realizados sobre probetas cuando se hace un análisis para una pieza determinada.

$$S_e = k_a k_b k_c k_d k_f S'_e$$

Donde k_a corresponde al factor de superficie, $k_b$es el factor de tamaño, $k_c k_d$factor de temperatura, y $k_f$factor de modificación de esfuerzos varios.

- **Factor de superficie $\boldsymbol{k_a}$**

  La corrección que se debe realizar debida a este factor, es porque las probetas usadas en viga rotatoria presentan condiciones de pulido es decir el acabado superficial es meticulosamente hecho, y mantener esta condición de acabado para todas las piezas que se construyen es imposible. Es por esto que a través de extensas investigaciones se ha logrado obtener un valor cuantitativo de la calidad de acabado de la superficie realizadas por maquinas. Dando como resultado la siguiente ecuación.

$$k_a = a S_{ut}^b \qquad [72]$$

a y b están dados por la tabla 21,

Tabla 21. Factor de superficie

Surface Finish	Factor a S_{ut}, kpsi	Factor a S_{ut}, MPa	Exponent b
Ground	1.34	1.58	−0.085
Machined or cold-drawn	2.70	4.51	−0.265
Hot-rolled	14.4	57.7	−0.718
As-forged	39.9	272.	−0.995

Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

Ya que la pieza será maquinada se toman los valores de a y b del acabado superficial *Maquinado o Laminado en frio*, y en base a la ecuación 72 tenemos que:

Acero Martensitico AISI Grado 18

$$k_a = 0{,}57$$

- **Factor de tamaño**

  Según la literatura disponible este factor se evaluó tomando 133 conjuntos de puntos de datos y de donde se concluyo que para casos en los que existe flexión y torsión se puede calcular como lo indica las siguientes ecuaciones 73, 74.

$$k_b = 1.24\, d^{-0.107} \;\; si \; 2.79 \leq d \leq 51mm \qquad [73]$$

$$k_b = 1.51 d^{-0.157} \;\; si \; 51mm < d \leq 254mm \qquad [74]$$

d es el diámetro de la sección central de la pieza. Por tanto se obtiene;

$k_b = 0{,}80.$

- **Factor de carga**

  La pieza se encuentra sometida a cargas axiales y de torsión pero la más crítica de estas sobre la pieza es la axial, por tanto $k_c = 0.85$.

- **Factor de temperatura**

  Este factor se tiene en cuenta para cuando la temperatura a la que operara la pieza es menor o superior a la temperatura ambiente. Es por esta razón que se desprecia este cálculo para el análisis ya que la pieza funcionara a temperatura ambiente.

- **Factor de confiabilidad**

  Este factor es usado para determinar la confiabilidad que tienen una cierta cantidad de barras sometidas a pruebas de esfuerzos, ya que para este proyecto el análisis de fatiga se realizó en base a cálculos matemáticos tomados de estudios realizados anteriormente, este factor se desprecia

- **Factor de efectos varios**

Este factor se calcula, para incluir en los cálculos los posibles efectos que reduzcan el límite de resistencia a la fatiga, que no se hayan tenido en cuenta anteriormente. En este factor se asumen efectos causados por la corrosión, por el mecanizado y operaciones (granallado, martillado, laminado en frio, etc.) que se realicen sobre la pieza.

Por estas razones k_f se asumirá como 0,99 para los dos materiales propuestos.

Finalmente multiplicando todos los factores que modifican el límite de resistencia a la fatiga tenemos que

$$S_e = 38.37\ KSI$$

- **Concentración del esfuerzo y sensibilidad a la muesca.**

En la sección 5.3.2, se tomó un valor para el factor de concentrador de esfuerzos teórico k_t de 2.4, este factor relaciona el esfuerzo máximo real en la discontinuidad con el esfuerzo nominal, este último esfuerzo es calculado sobre la sección transversal neta de la probeta sin tenerse en cuenta los efectos causados por las discontinuidades. Por esta razón algunos materiales no son plenamente sensibles a la presencia de muescas, y por esto se debe usar un valor reducido de k_t, este valor se conoce como factor de concentración del esfuerzo por fatiga k_f.

$$k_f = 1 + q(k_t - 1)$$

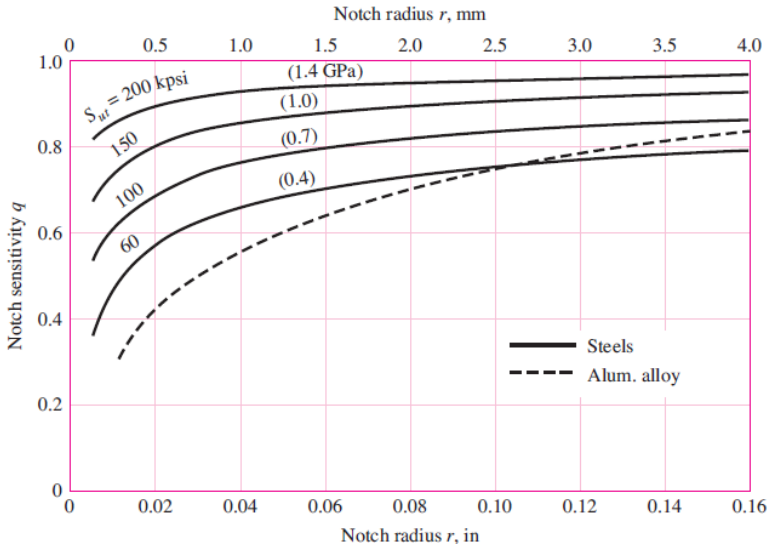
De la ecuación anterior, q es la sensibilidad a la muesca, y esta se obtiene a través de la siguiente ecuación;

$$q = \frac{k_f - 1}{k_t - 1}$$

La ecuación de sensibilidad de la muesca, permite observar que para el caso de que $q = 0$ entonces $k_f = 1$ esto demuestra que el material no es sensible ante la presencia de una muesca, por el contrario ocurre si $q = 1$, entonces $k_f = k_t$ donde el material es totalmente sensible a la muesca.

➢ Este análisis solo puede ser desarrollado para el Acero Martensitico AISI Grado 18 porque para hallar el valor de *q* se usa la figura 175 y esta solo se encuentra con valores para aceros y aleaciones de aluminios.

Figura 165. Sensibilidad a la muesca.



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

De acuerdo a la figura 175, se tomó el $S_{ut} = 350.2KSI$ del material y el redondeo de la muesca $r = 2.85\ mm$, y así se deduce que $q = 0.95$

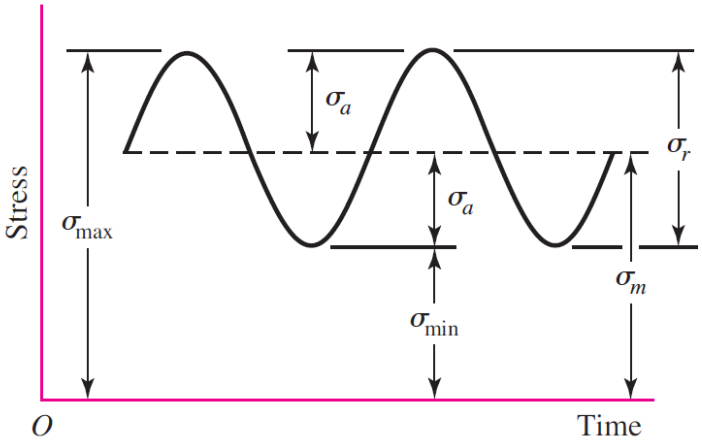
Por tanto el factor de concentración del esfuerzo por fatiga $k_f = 1 + 0.95(2.4 - 1) = 2.33$

Este cálculo se debió realizar asumiendo que el comportamiento descrito por la recta correspondiente a $S_{ut} = 200KSI$ es similar al que tendría una recta descrita por $S_{ut} = 350.2KSI$, para efectos de cálculo.

4.5.12 Esfuerzos fluctuantes

Debido a que la pieza sometida a esfuerzos cíclicos se encuentra en rotación, el comportamiento de estos esfuerzos puede representarse en forma sinusoidal, donde se tiene como picos de onda el esfuerzo máximo y mínimo de la pieza.

Figura 166. Esfuerzo fluctuante sinusoidal



Fuente: libro Diseño de Ingeniería Mecánica De Shigley

Donde;

$$\sigma_{max} = esfuerzo\ maximo$$

$\sigma_{min} = esfuerzo\ minimo$,

$\sigma_a = componente\ de\ la\ amplitud$

$\sigma_m = componente\ de\ esfuerzo\ medio$

$\sigma_r = intervalo\ de\ esfuerzo$

Para hallar los valores de estos esfuerzos se usan las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} = 21.79\ KSI$$

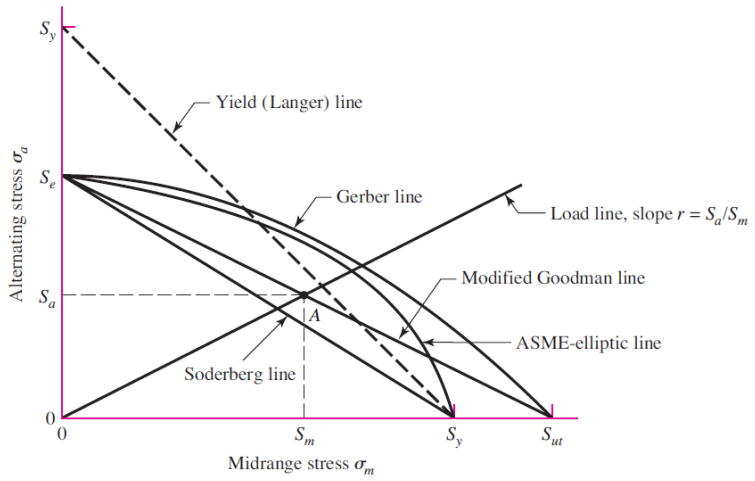
$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} = 19.8 KSI$$

4.5.13 Criterios de falla por fatiga ante esfuerzos variables

De acuerdo a la sección 2.4.5, se deduce que el valor medio de los esfuerzos a los que está sometida la pieza en estudio, es diferente a cero (0), y debido a que no se encuentra información experimental que contenga ensayos de flexión rotativa con

$\sigma_m \neq 0$, es necesario recurrir a tres métodos que permitirán calcular el esfuerzo medio y su amplitud para obtener la falla en una vida determinada, haciendo uso de diagramas.

Figura 167. Diagrama de fatiga donde se relacionan 5 criterios



De la figura anterior, se deduce que en el eje Y se sitúan el límite de fatiga, y la resistencia a la fluencia con el objetivo de establecer el criterio de falla, tomando en cuenta que esta puede ocurrir por fluencia y no por fatiga.

A continuación se listan los criterios con sus respectivas ecuaciones de recta, donde representa el factor de diseño o seguridad.

Criterio de Goodman Modificado: $$\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}} = \frac{1}{n}$$	**Criterio de Soderberg:** $$\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_y} = \frac{1}{n}$$
Criterio de ASME-Elíptica: $$\left(\frac{n\sigma_a}{S_e}\right)^2 + \left(\frac{n\sigma_m}{S_y}\right)^2 = 1$$	**Criterio de Gerber:** $$\frac{n\sigma_a}{S_e} + \left(\frac{n\sigma_m}{S_{ut}}\right)^2 = 1$$
Criterio de Fluencia estática de Langer: $$\sigma_a + \sigma_m = \frac{S_y}{n}$$	

La importancia de estos criterios radica, en el hecho de poder determinar la zona donde se puede estimar la posibilidad de falla. Siendo esta el lugar donde se dividen las condiciones seguras (σ_a) , de las inseguras (σ_m) .

Para conocer porque criterio está fallando la pieza primero, se realizaron los cálculos correspondientes a las intersecciones que se plantean por literatura, y partiendo de los datos obtenidos anteriormente.

Coordenadas de la intersección Goodman Modificado

$$S_a = \frac{rS_e S_{ut}}{rS_{ut} + S_e} \qquad 32{,}62$$

$$S_m = \frac{S_a}{r} \qquad 21{,}79$$

Intersección Goodman modificado con Langer

$$S_m = \frac{(S_y - S_e)S_{ut}}{S_{ut} - S_e} \qquad 341{,}83$$

$$S_a = S_y - S_m \qquad 0{,}87$$

Factor de seguridad de fatiga

$$n_f = \frac{1}{\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}}} \qquad 1{,}6$$

Coordenadas de la intersección gerber

$$S_a = \frac{r^2 S_{ut}^{\,2}}{2\,S_e}\left[-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2S_e}{rS_{ut}}\right)^2}\right] \qquad 35{,}888$$

$$S_m = \frac{S_a}{r} \qquad 39{,}495$$

Intersección Gerber con Langer

$$S_m = \frac{S_{ut}^{\,2}}{2\,S_e}\left[1 - \sqrt{1 + \left(\frac{2S_e}{S_{ut}}\right)^2\left(1 - \frac{S_y}{S_e}\right)}\right] \qquad 340{,}768$$

$$S_a = S_y - S_m \qquad 1{,}932$$

Factor de fatiga

$$n_f = \frac{1}{2}\left(\frac{S_{ut}}{\sigma_m}\right)^2 \frac{\sigma_a}{S_e}\left[-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2\sigma_m S_e}{S_{ut}\sigma_a}\right)^2}\right] \qquad 1{,}81$$

Coordenadas de la intersección ASME – elíptica.

$$S_a = \sqrt{\frac{r^2 S_e^2 S_y^2}{S_e^2 + r^2 S_y^2}} \qquad 36{,}105$$

$$S_m = \frac{S_a}{r} \qquad 39{,}734$$

Intersección ASME – elíptica con Langer

$$S_a = \frac{2S_y S_e^2}{S_e^2 + S_y^2} \qquad 7{,}625$$

Factor de fatiga

$$n_f = \sqrt{\frac{1}{(\sigma_a/S_e)^2 + (\sigma_m/S_y)^2}} \qquad 1{,}823$$

Fluencia estatica de Langer

$$n_y = \frac{S_y}{\sigma_a + \sigma_m} \qquad 8{,}24$$

De lo anterior se deduce que la pieza falla primero por el criterio de Goodman modificado ya que el factor de fatiga es el de menor valor, con respecto a los demás criterios.

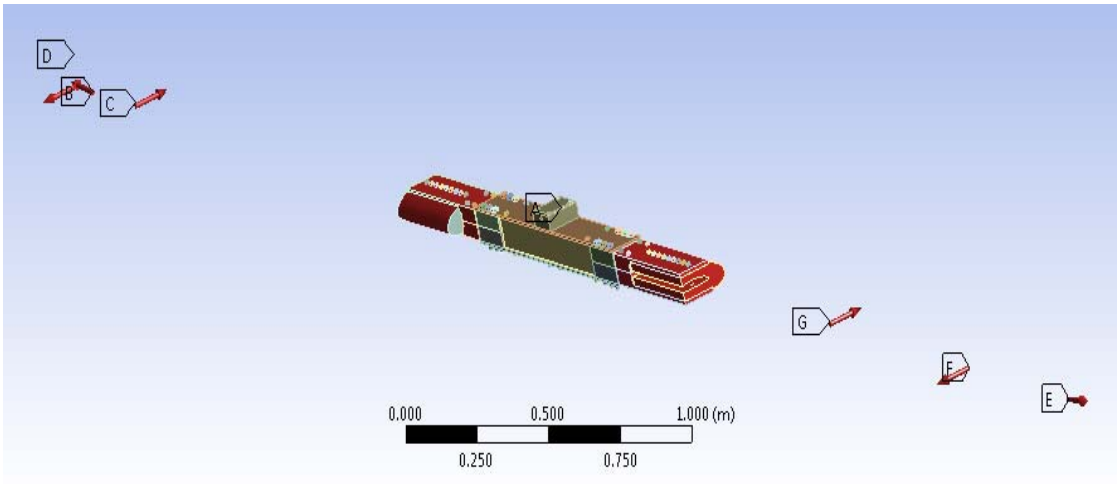
Comparado con el valor de fluencia estática de Langer, es también menor, indicando que la pieza fallara primero por fatiga, este hecho ratifica que la pieza diseñada soportara las cargas a las cuales será expuesta, proporcionando un amplio grado de seguridad debido a que al fallar por fatiga se puede establecer un numero de ciclos de vida y sumado a un factor de seguridad, se garantiza que la pieza funcionara para el tiempo establecido, sin que está presente daños o falla total interrumpiendo el apropiado funcionamiento del rotor. Por el contrario si llegase la pieza a fallar por superar el límite de fluencia, es muy difícil establecer en qué momento ocurrirá y ya que fue superado habrá una deformación sin restitución de la forma debida a las cargas, pues estaría en el rango plástico, y por lo tanto entorpecerá el buen funcionamiento de la pieza en el rotor.

4.6 SIMULACIONES ESTRUCTURALES REALIZADAS EN SOFTWARE DE FEA "ANSYS"

Para las simulaciones estructurales realizadas en Ansys, se importo la geometría del solido del rotor, simplificándola para disminuir la cantidad de recursos computacionales requeridos para el análisis, omitiendo el sistema de control de paso de las palas, la cabeza del rotor, las palas, el rodamiento y las tuercas de los tornillos. En esta geometría fueron aplicadas cargas remotas que eran iguales a las mencionadas anteriormente en el capítulo correspondiente a la determinación de las cargas criticas, y se asumió que estas cargas estarían sujetas a todas las caras de la geometría que sujeta las palas, que en la imagen 161 se ve de color rojo. Estas cargas cambiaron para cada condición de análisis, variando su magnitud y posición con respecto a la geometría. El único punto de apoyo asignado fue el agujero del teeter bolt, en donde se ubicara un perno que transmitirá las cargas desde este componente hacia abajo, sirviendo como elemento de conexión entre las palas y el resto de la estructura de la aeronave.

La malla seleccionada para el análisis no varió con ninguna simulación, pero se procuro tener la malla con la mayor densidad posible dentro de los límites de operación computacional disponibles, de modo tal que los resultados fueran lo suficientemente confiables, pero que no se tomara demasiado tiempo su cálculo.

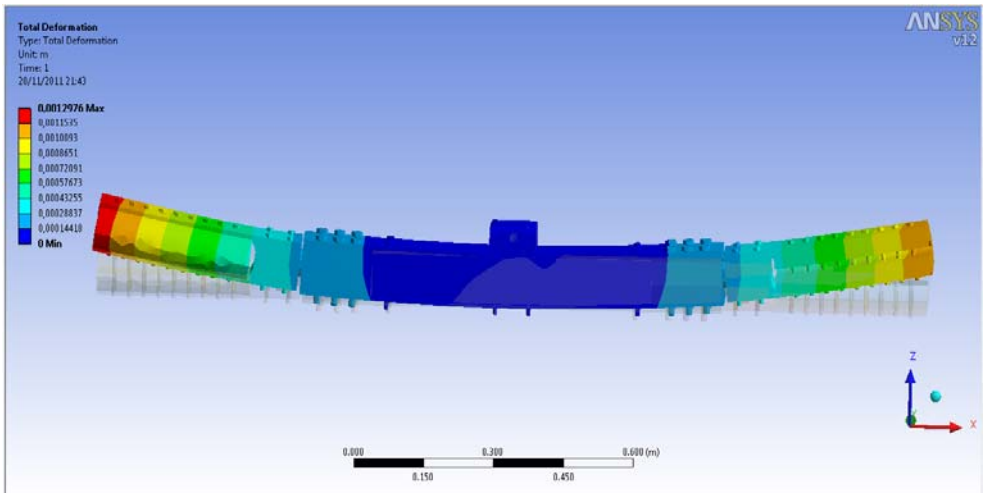
Figura 168. Cargas y apoyos del modelo virtual utilizado para la simulación estructural



4.6.1 Factor de carga = 1

Inicialmente la simulación se realizo bajo una condición de factor de carga de 1, para encontrar los esfuerzos de los componentes del rotor y su factor de seguridad, garantizando la correcta operación de todas las piezas bajo las condiciones dadas. Con esta simulación se determino inicialmente la deformación del conjunto para verificar que su desplazamiento estuviera acorde con la lógica de las cargas aplicadas, viendo rápidamente si se presentaba algún error o no. la deformación presentada en el componente fue vertical en los extremos del conjunto, coincidiendo con los resultados esperados, y llegando a un valor máximo de 1,2 mm en el extremo del rotor que sujeta a la pala que se encuentra en condición de retroceso.

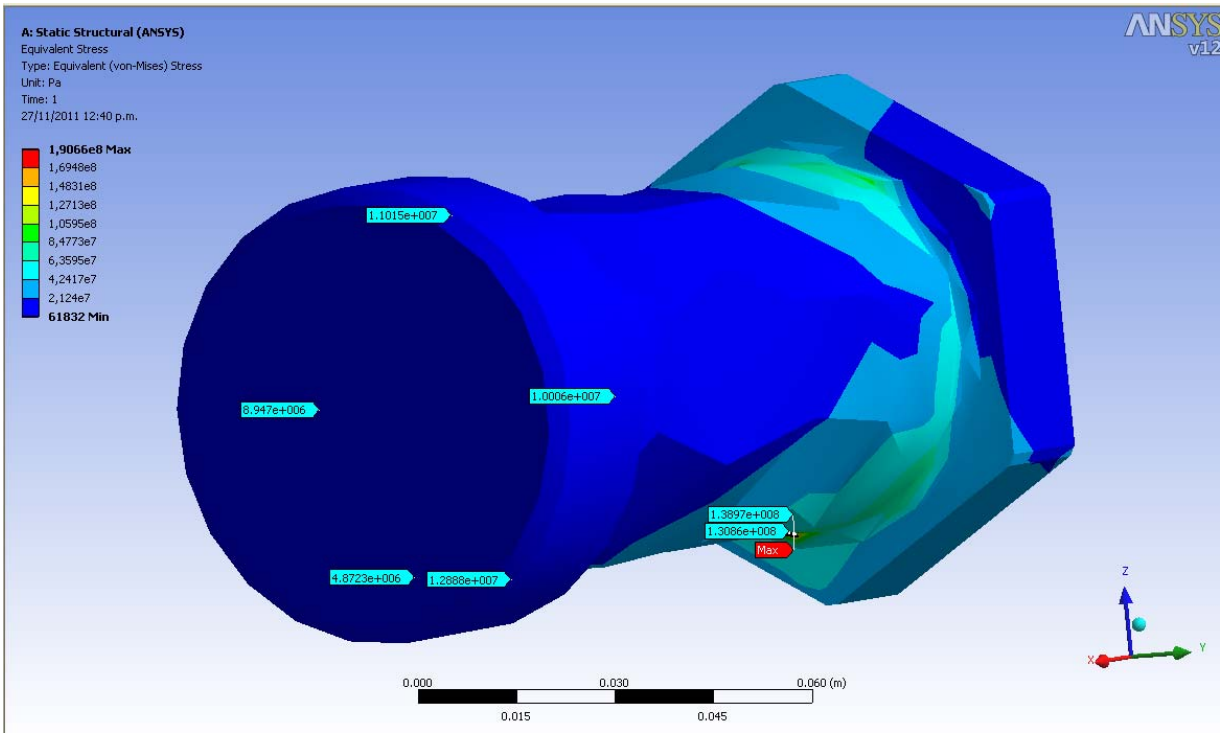
Figura 169. Deformación total del rotor con una condición de carga de 1.



Posteriormente se analizaron los resultados correspondientes al esfuerzo equivalente de Von Misses, encontrándose que el esfuerzo máximo en la pieza critica no se localiza en la menor área del cilindro que se encuentra más cercana al eje de rotación del rotor, sino que este valor máximo se encuentra en la región más cercana al otro extremo de la pieza, que tiene forma hexagonal. Este cambio se debe a que en los cálculos realizados por la teoría de esfuerzos combinados, se asumió que la pieza estaría sujetada en cantiléver de la parte plana del cilindro de mayor diámetro, sin tener en cuenta el apoyo brindado por los sujetadores de este eje, que disminuirán los esfuerzos presentes en esta zona, dándole una mayor margen de seguridad a la pieza.

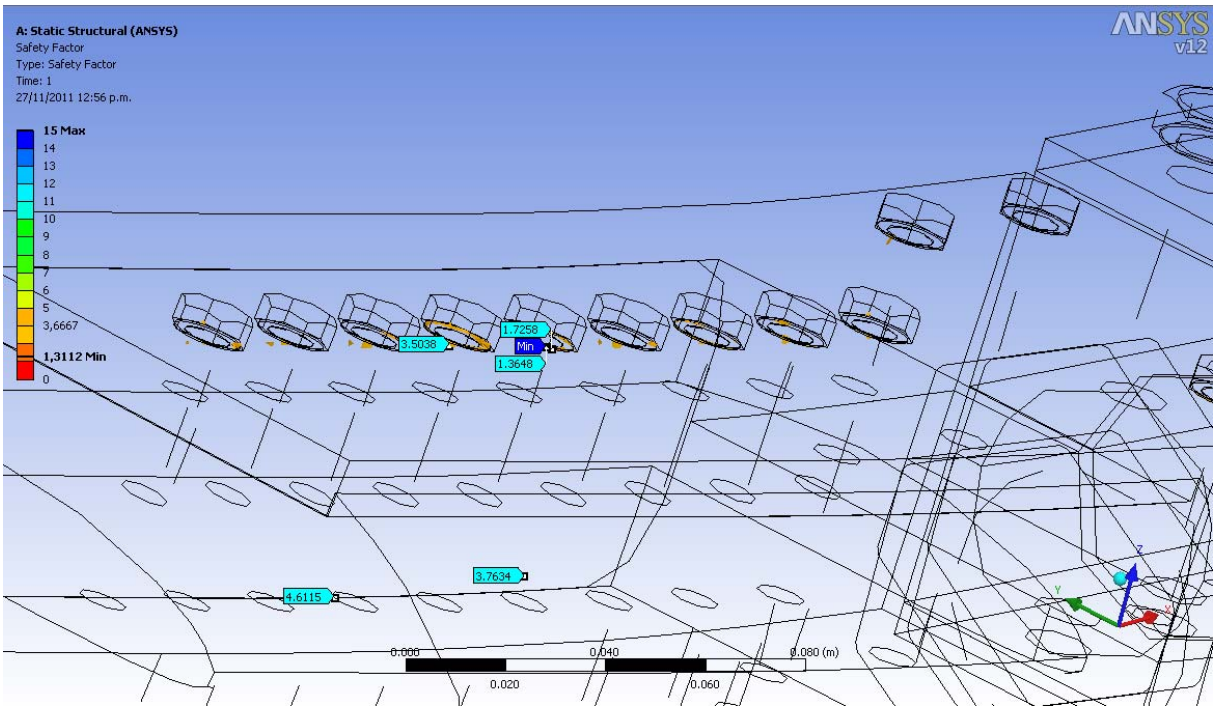
La zona del eje que se encuentra con los mayores esfuerzos se localiza en la parte inferior del eje, debido a que esta zona será sometida a cargas de tensión, y se concentra cerca al redondeo de los dos cilindros, con lo que se demuestra la efectividad de esta modificación, puesto que sin ella, los esfuerzos serian mayores a los encontrados con la simulación.

Figura 170. Esfuerzo equivalente de Von Misses en el eje de rotación con una condición de carga de 1.



A partir de este esfuerzo, se pudo calcular el factor de seguridad del rotor, obteniendo un resultado que no se esperaba inicialmente, pero que concuerda con la geometría analizada. Esto se debe a que se encontró en la base de la cabeza de los tornillos el menor factor de seguridad, como se ve en la figura 164, pero se explica con la interferencia de geometrías que se presenta en el modelo, ya que los tornillos tienen en su base un pequeño redondeo que suaviza la unión con el cuello del perno, y al momento del ensamble en el software de 3D CAD, no se tuvo este factor en cuenta. El factor de seguridad por debajo de lo esperado en esta condición no indica necesariamente que el rotor este fallando, sino que indica que las platinas y piezas sobre las que están apoyadas las cabezas de los tornillos, serán deformadas permanentemente dejando una huella circular debido al torque de los tornillos y su presión sobre las piezas. Este inconveniente puede ser fácilmente solucionado con la utilización de arandelas que provean de separación entre el redondeo del tornillo y las caras de las piezas, además de distribuir la carga del tornillo debido al torque de una forma más amplia sobre las otras piezas. Sin embargo en las simulaciones no se realizara esta corrección debido al desperdicio de recursos computacionales en elementos que no son estructuralmente esenciales, y que se puede descartar una falla del rotor o sus piezas, con un análisis como el mencionado anteriormente.

Figura 171. Factor de seguridad mínimo del rotor en condición de crucero.

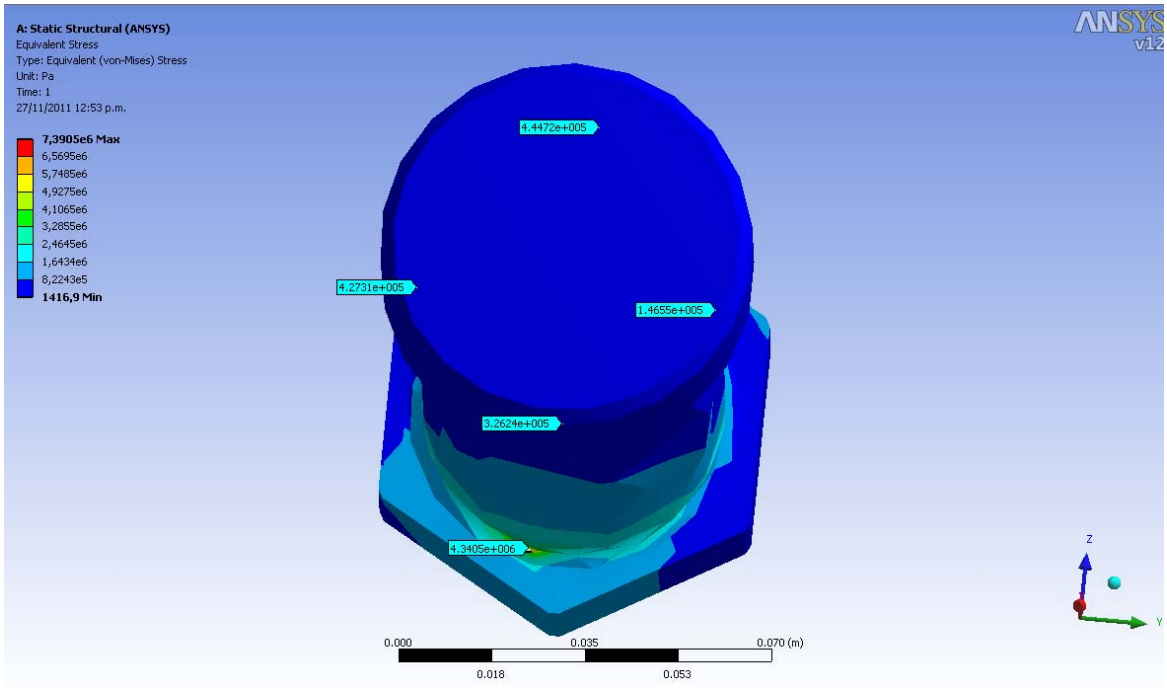


Con este factor de seguridad queda demostrado que la piezas soporta las cargas aplicadas, y debido a el apoyo que se obtuvo con el método de sujeción diseñado para el eje, fue posible aumentar el factor y el margen de seguridad de toda la pieza, por lo que sería posible disminuir la calidad del material, o el tamaño, o dejando todo como esta, se podría obtener una vida útil de la pieza mucho mayor, brindando una seguridad para el diseñador, ya que al ser este un componente critico que se encuentra con factores de seguridad tan altos, se puede tener plena certeza en que la vida de los ocupantes de la aeronave no se encontrara en riesgo debido a ningún componente del rotor.

4.6.2 Factor de carga = 0

Bajo esta condición la única carga que se aplico fue la del peso de las palas sobre la sujeción de las mismas que las conecta con el rotor. En estas condiciones la pieza soporto fácilmente los esfuerzos en todo punto, y se efectuó una deformación de la pieza en el sentido inverso que se presento en la anterior condición.

Figura 172. Análisis de Von Misses en los ejes del paso variable

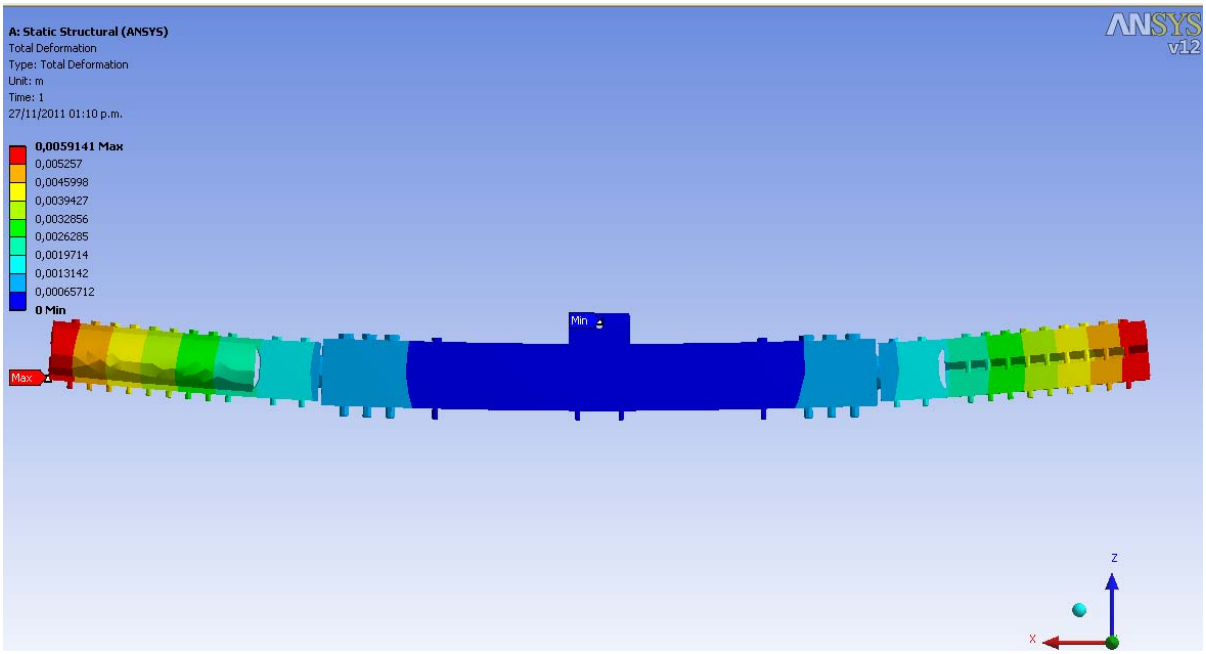


Para este análisis no es necesario revisar el factor de seguridad de las piezas, ya que este fue bastante grande para el caso de factor de carga de 1, y bajo este análisis las cargas aplicadas son tan pequeñas que las piezas del rotor no tendrán ningún problema en soportarlas bajo la condición de parqueo aquí supuesta.

4.6.3 Factor de carga = 3.5

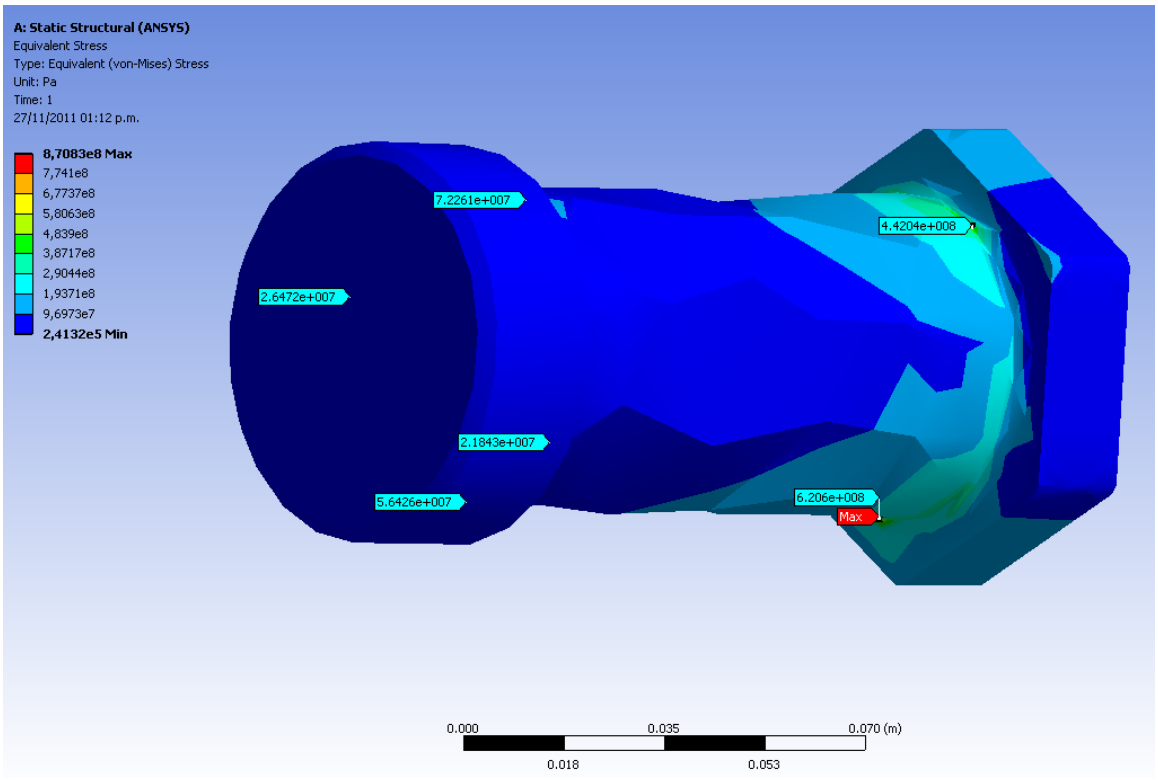
Con las nuevas condiciones de la simulación, se obtuvo una deformación máxima del rotor de 5mm en los extremos del Hub, que es aproximadamente 4 veces más que la deformación obtenida con un factor de carga de 1.

Figura 173. Deformación total del rotor de paso variable



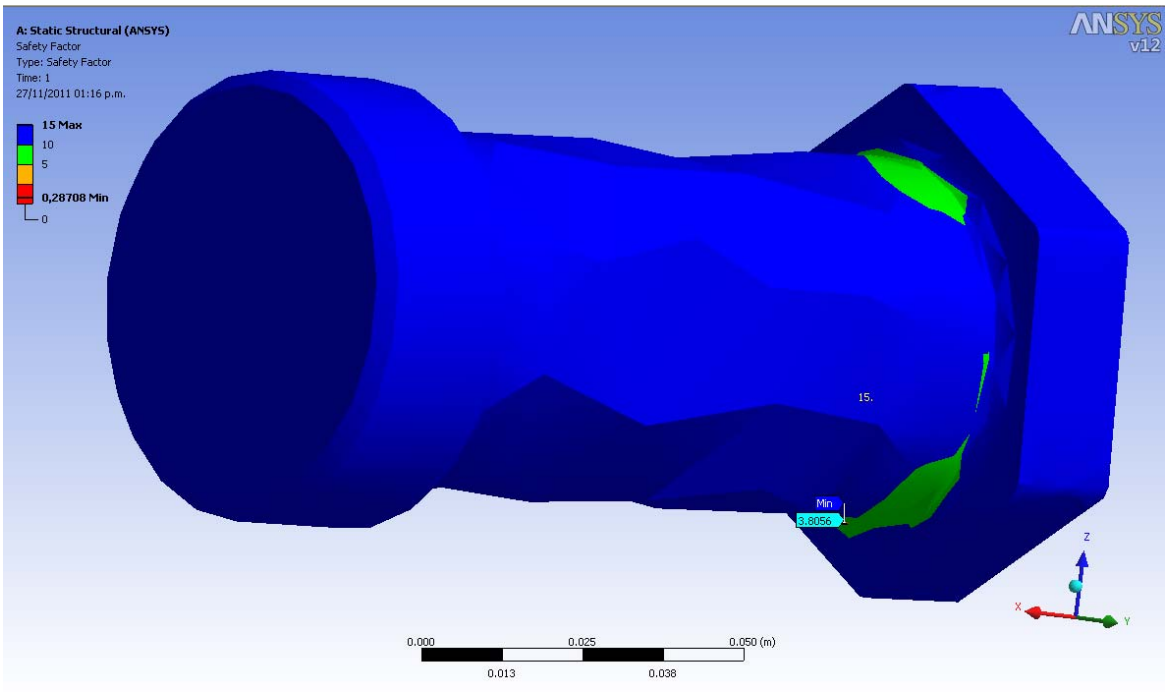
El esfuerzo equivalente de Von Misses también se aumento debido a las nuevas condiciones de cargas, como era de esperarse, y sigue teniendo el mismo comportamiento que la simulación con un factor de carga de 1, con un valor máximo del esfuerzo en el extremo del eje de rotación que tiene la menor área y se encuentra junto a la región con forma hexagonal.

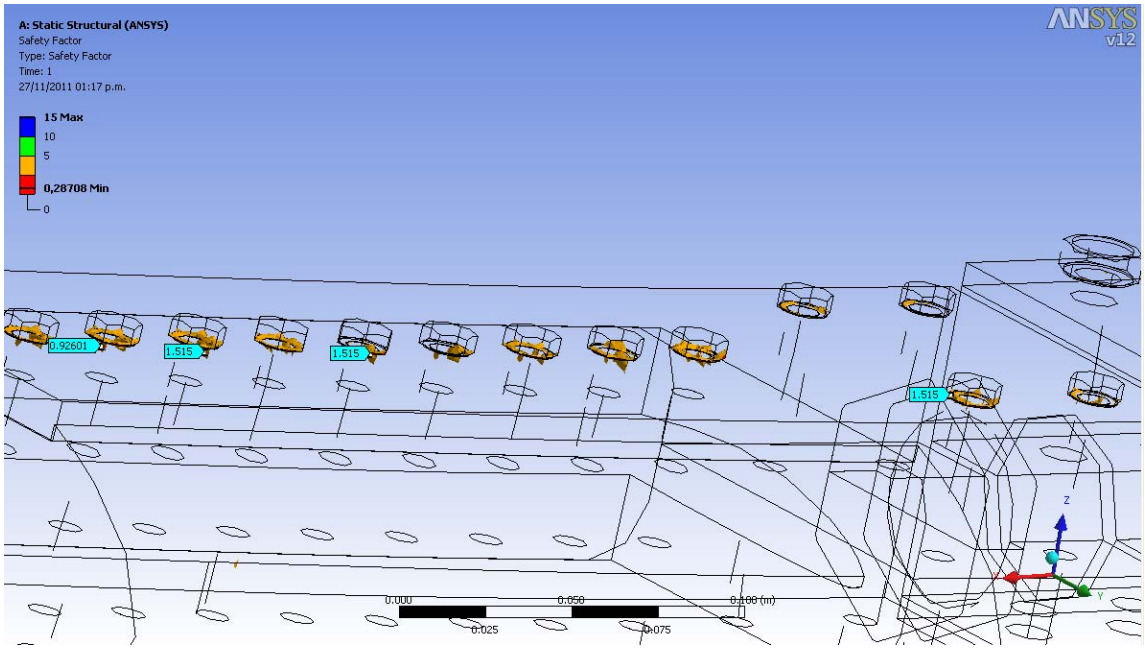
Figura 174. Esfuerzo equivalente de Von Misses



Con este análisis bajo las condiciones de carga criticas de operación se volvieron a obtener los menores valores de factor de seguridad en la región de la cabeza de los pernos que tienen un redondeo, pero en general ninguna pieza tiene un factor de seguridad menor de 1,5 por lo que se considera que el diseño es satisfactorio y cumple con los limites de operación establecidos por normatividad y calculados aerodinámicamente para la combinación de factores más crítica.

Figura 175. Factor de seguridad

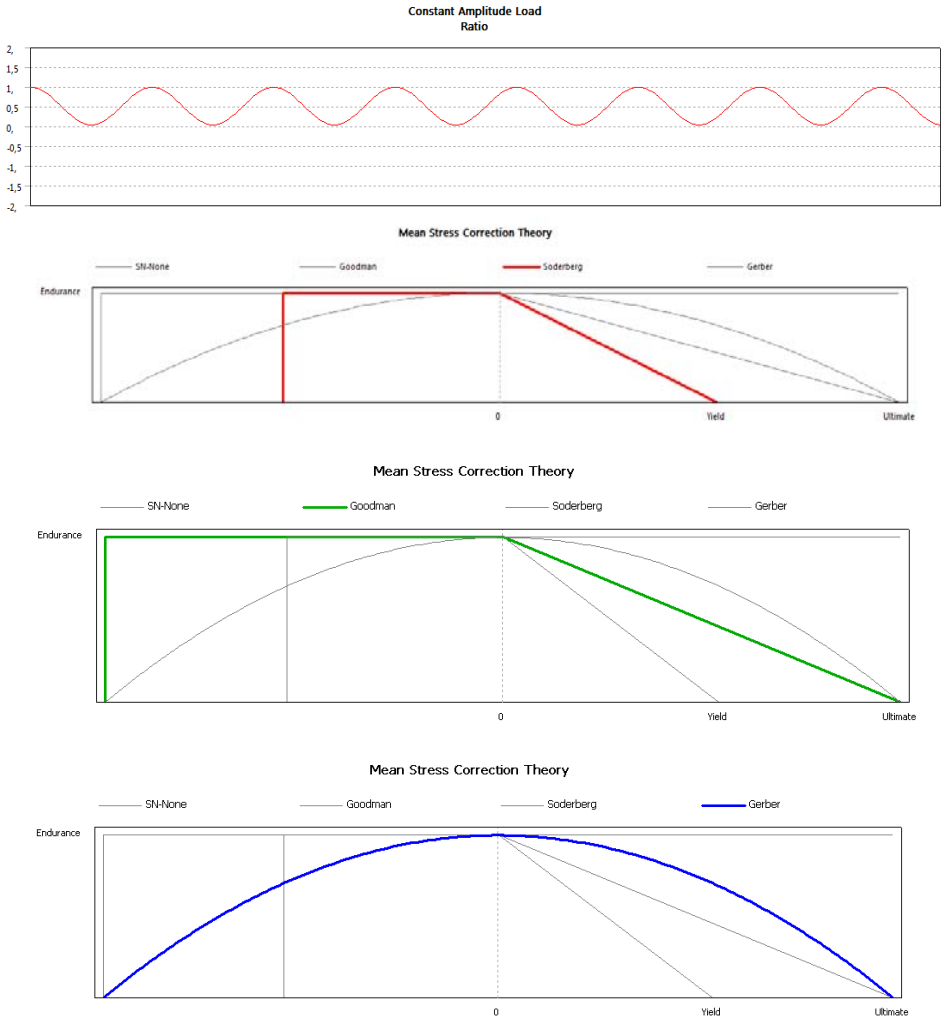




4.6.4 Análisis por fatiga en Ansys

El comportamiento de la carga aplicada a la pieza se puede ver en la figura 169, en donde los picos de la onda representan la condición de factor de carga igual a uno, es decir en condición de vuelo recto y nivelado en fase de crucero. Los valles de la onda son la representación del estacionamiento de la aeronave en tierra, y la separación entre los picos o valles de onda representa el tiempo transcurrido entre un ciclo y el otro, pero en este análisis no será tenido en cuenta, ya que lo que importara serán los ciclos de operación. El punto mínimo de la grafica fue determinado a partir de los cálculos realizados con la teoría de esfuerzos combinados, en donde se encontró una relación entre el esfuerzo mínimo y el máximo del ciclo de 0.045, por lo que se ingreso este dato en la grafica (ver figura 169). Bajo este análisis se sacaron las graficas de los criterios de Goodman, Soderberg y Gerber.

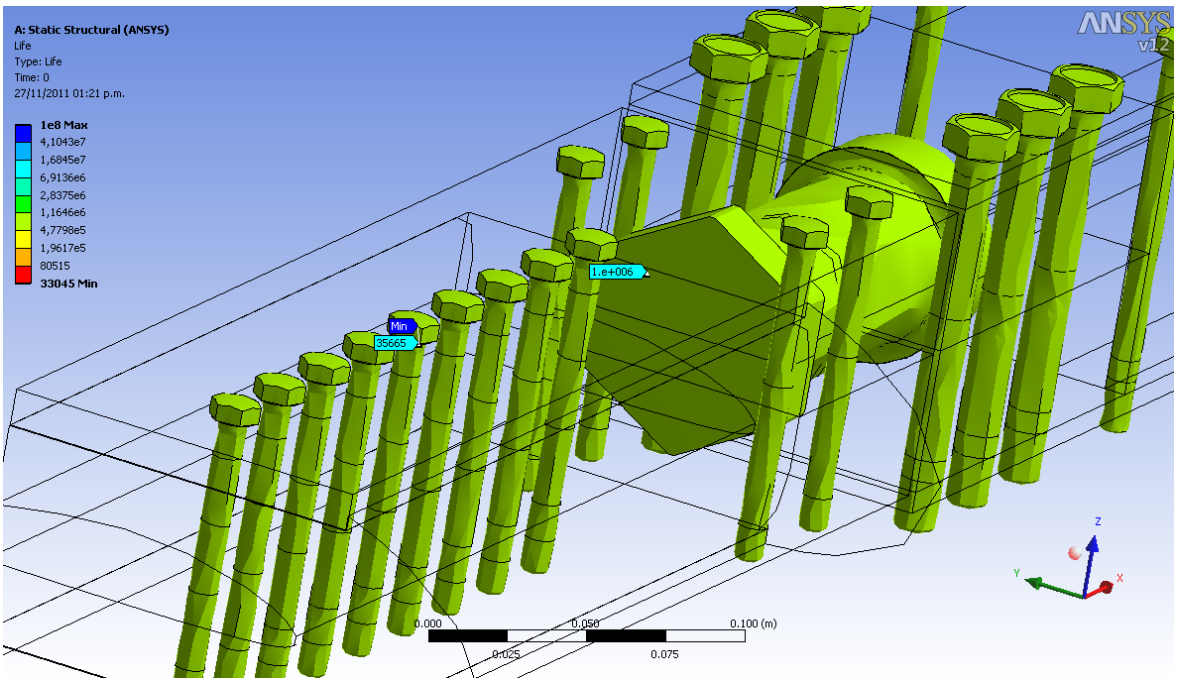
Figura 176. Representación de la actividad cíclica de la pieza critica



Fuente: autores.

Realizando la simulación de fatiga de acuerdo a los parámetros anteriormente mencionados, se obtuvo una vida útil máxima de 1 millón de ciclos para el caso del eje de cambio de paso de las palas y para los pernos del sistema, por lo que se debería crear un manual de mantenimiento en donde se especifique que antes de 1 millón de ciclos se deberán remover y reemplazar estos componentes. Sin embargo la utilización de este tipo de aeronaves no obliga a la expedición de esta limitante, ya que 1 millón de ciclos no son posibles de realizar en una aeronave de este tipo, durante su operación a lo largo de toda una vida humana, ni siquiera en el caso de aeronaves de gran tamaño, que prácticamente no llegan a los 100.000 ciclos de operación volando todos los días durante su vida útil, de más de 50 años. Debido a esto, se considera que las piezas tienen una vida infinita de operación, pero se deberán estar vigilando por condición durante cada servicio de mantenimiento que se les haga, lo que no implica mucha carga de trabajo, ya que el acceso a estos componentes es realmente fácil, así como su mantenimiento debido al diseño propuesto, basado en partes fácilmente desmontables con el uso de solo algunas llaves brístol y otras copas o llaves.

Figura 177. Vida útil



Fuente: autores.

5. PRESENTACION DE RESULTADOS

- Debido a la poca información disponible, el diseño del autogiro no se pudo realizar en base a los datos obtenidos, por lo tanto se decide elegir un autogiro a el cual se puede acceder con facilidad y del que se puede tomar todos los datos necesarios para obtener el diseño.

- A través del análisis que se realizo a cada grafica de dispersión estadística propuesta, y aun con la restricción de información, se pudo llegar a resultados o comportamientos similares a los descritos en algunos reportes o libros de diseño de autogiros.

- La aerodinámica de las aeronaves de ala rotatoria es un problema complejo, que requiere el uso de métodos de elementos finitos para la determinación de las propiedades aerodinámicas de todos los elementos de las palas del rotor.

- La programación de un código matemático en MATLAB, ha sido una herramienta de gran ayuda, para calcular de forma precisa las características aerodinámicas del rotor, de acuerdo a las hipótesis planteadas por los autores. Este programa ha mostrado resultados aproximados a la realidad, que se han validado con datos experimentales y calculados por otros autores.

- El código desarrollado esta en la capacidad de determinar las características aerodinámicas del rotor de un autogiro en condiciones de un amplio rango de velocidades de desplazamiento y rotación, así como también para una condición puntual, o el comportamiento aerodinámico de las palas del rotor durante su rotación en los 360º del rotor.

- La hipótesis que más se acerco a la realidad de la operación de estas aeronaves, consistió en ingresar un eje libre de batimiento (tal y como sucede en la realidad con el *teeter bolt*) en donde se realizara un l*oop,* que incrementara lentamente el valor de la velocidad de batimiento desde 0 º/s, hasta el valor necesario para que se presente un equilibrio entre la fuerza de thrust de ambas palas para una condición puntual de velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación, ángulo de incidencia de las palas y ángulo de inclinación del rotor.

- La pieza estará sometida a un alto ciclaje debido a que la vida de resistencia a la fatiga dada por ciclos es superior a 10^3.

- No se deberá realizar cambio de la pieza en toda la vida útil del autogiro ya que según el análisis por fatiga esta soportara $3.608.007{,}252$ ciclos , valor que supera los ciclos para los cuales este tipo de aeronaves se diseña.

6. CONCLUSIONES

Estadística:

- El uso de la estadística en el diseño de aeronaves, permite reducir el tiempo de pre estudios, e investigaciones, que generan alto costo y demoras a la hora de plantear soluciones a un problema determinado. Para el desarrollo de este proyecto, fue de gran ayuda, ya que durante el proceso de recolección de datos se obtuvo información valiosa, tanto de la estructura como del performance de estas aeronaves, y con la cual fue posible realizar graficas de dispersión estadística donde se relacionaron algunos de los datos, permitiendo obtener un punto de partida sustentado en referencias reales, para realizar el diseño del rotor de paso variable.

- En la etapa de recolección de datos se procuró, obtener graficas de dispersión sobre las cuales se realizarían regresiones lineales, para obtener ecuaciones que serian usadas en el desarrollo del código en Matlab, pero debido a que la información disponible acerca de estas aeronaves es bastante reducida, la base de datos obtenida fue poco nutrida, convirtiéndose en un obstáculo ya que las ecuaciones obtenidas eran poco confiables.

Aerodinámica:

- Por medio de las hipótesis planteadas para la descripción del comportamiento aerodinámico de los elementos de pala de los rotores de autogiros, se ha logrado determinar de forma aproximada del comportamiento aerodinámico de los rotores de estas aeronaves, validando los resultados con datos experimentales y otros datos obtenidos a partir de la investigación desarrollada en otros países, que ha utilizado también métodos numéricos para la solución de estos problemas.

- El código matemático escrito en MATLAB, que determina las características aerodinámicas de los autogiros, ha demostrado ser de gran utilidad para la estimación de la envolvente de vuelo y los limites de operación de este tipo de aeronaves.

- El cambio de paso en un rotor de autogiro es un dispositivo que le aporta gran versatilidad a la aeronave, permitiéndole alcanzar mayores velocidades de desplazamiento, incrementos en la capacidad de carga y una disminución en la velocidad mínima de vuelo. Sin embargo estas ventajas deben ser preservadas con un diseño adecuado de la estructura del Hub, las palas, la cabeza del rotor y el sistema de control del cambio de paso.

- El aumento o disminución excesivo del ángulo de incidencia de las palas, puede ocasionar una desaceleración del rotor del autogiro, ocasionando una

disminución abrupta en el factor de carga de la aeronave y por ende una condición insegura de vuelo.

- El rango de ángulos de incidencia o de paso de las palas del rotor de un autogiro, estará limitado a valores entre -4º y 6º, teniendo como parámetro principal la producción o equilibrio del torque del rotor, de modo tal que en las condiciones en donde el torque del rotor sea inferior a 0, será una condición que se deberá evitar en lo posible para una operación normal y segura.

Diseño del rotor

- Partir de experiencias anteriores en el diseño de rotores tanto para autogiros como para helicópteros, para lograr un diseño funcional es vital porque brinda muchos puntos de vista tanto estructurales como aerodinámicos que implican aspectos buenos y malos, importantes en el planteamiento de un nuevo diseño, ya que de alguna forma se evitaran errores que a futuro aumentaran el gasto de tiempo.

- Realizar el diseño del rotor apoyado en el del autogiro elegido, fue una gran ayuda ya que la proporción de tamaño y peso se mantuvo en buena medida y así se llego a un diseño que no representaría cambios mayores en toda la estructura del autogiro.

- Un aspecto importante a la hora de realizar un diseño, es la simplicidad de este, porque de algún modo representa menos trabajo y complejidad a la hora de la construcción, disminuyendo los costos. Esto en el diseño del rotor se logro con la división del hub en tres partes para conseguir el cambio de paso en las palas, ya que desde el punto de vista de manufactura no representa grandes complicaciones.

- El diseño de la pieza más critica partiendo de un eje, se realizo debido a que las cargas más grandes que soportaría esta serian a tensión y por experiencia se sabe que un eje estructuralmente es apto para resistir este tipo de fuerzas, por otra parte es la forma más sencilla de transmitir movimientos de rotación de una pieza a otra.

Diseño de mecanismo

- Resultó bastante útil utilizar diferentes propuestas de diseño, ya que se evalúa la perspectiva de cada uno de los autores y evidencia ventajas y desventajas con el fin de llegar a un diseño final.
- Para un diseño preliminar de cualquier tipo es necesarios establecer las necesidades que se pretenden suplir con el sistema, así como las restricciones que en este caso de no haber sido tenidas en cuenta, resultaría en un diseño que altere o viole el principio de funcionamiento de un autogiro.

- Para la selección de piezas estándar, se debe tener claro las cargas máximas y requerimientos, así como el sentido y forma en que actuarán las cargas sobre cada una de ellas, esto con el fin de evaluar que las dimensiones y materiales cumplan con las necesidades establecidas.
- La construcción de este diseño presenta facilidades en cuanto a manufactura y por ende costos ya que resulta un conjunto fácil, en su ensamble y desmonte.
- En el diseño final presentado se modifica las dimensiones originales del sistema rotor del autogiro, estos cambios en dimensiones no son exagerados, así que se consideran aceptables.
- La cantidad de piezas que componen el rotor aumenta en alrededor el doble, aunque estas nuevas piezas adicionadas son todas bastante pequeñas, por lo tanto no representan un aumento desproporcionado de peso.

Análisis estructural:

- La definición de forma tentativa de la vida que tendrá la pieza sin presentar falla por fatiga, a través de una análisis sustentado en formulas y graficas desarrolladas anteriormente, representa una gran ayuda para el diseñador, debido a que este tipo de fallas no son visibles y por lo general llevan a la destrucción de la pieza de forma repentina, condición que se torna altamente insegura, y el determinar en qué momento sucederá esta falla se convierte en un parámetro vital de diseño, por lo general esto conlleva a estudios y pruebas, que generan alto costo y gasto de tiempo.

- Por lo general el criterio de diseño para el caso de piezas sometidas a cargas estáticas, es la resistencia ultima o en su defecto el de la resistencia de fluencia del material, pero para el caso de presencia de cargas fluctuantes esto cambia, ya que se ha demostrado a través de estudios minuciosos que, la falla en estas piezas ocurre antes de que las cargas tomen valores menores o iguales al de la resistencia ultima y en algunos casos ocurren en valores menores al de la resistencia de fluencia, es por esta razón que el análisis estructural que se realizo fue bajo el criterio de fatiga , debido a que es el que describe mejor el fenómeno de falla de la pieza bajo cargas repetidas.

7. RECOMENDACIONES

- La hipótesis de la determinación del comportamiento aerodinámico del rotor de un autogiro, debe ser refinada con el uso de valores experimentales, para lograr un modelo más acercado a la realidad que pueda ser utilizado ampliamente y pueda llegar a contribuir en el desarrollo ingenieril para la optimización de los rotores de estas aeronaves.

- El código matemático desarrollado en MATLAB, podría ser mejorado ingresando un nuevo *loop*, que no solo evalué el equilibrio del Thrust de las palas, sino que también evalué una condición de torque igual a cero, para establecer las condiciones de operación en equilibrio que puede encontrar un autogiro.

- La determinación del valor del Drag de los elementos de pala debe ser refinado, teniendo en cuenta la producción de vórtices en las puntas de las palas, además del *downwash* o la interferencia entre ellas y el drag parasito que se encuentra en el Hub del rotor, que para el caso de esta investigación no se tuvo en cuenta.

- Los datos obtenidos en el análisis por fatiga están sujetos a varias suposiciones por lo que se deberá, tomar los resultados solo como una base del diseño, y en caso de querer construirse la pieza esta deberá tener un análisis detallado, asegurando su buen funcionamiento.

BIBLIOGRAFÍA

1 http://es.wikipedia.org/wiki/Rodamiento

[2] FAA. Rotorcraft Flying Handbook.

[3] Catálogo principal de productos SKF®

[4] Catálogo WL 41 520/3 SB. Rodamientos FAG

[5] Stanlok Group Catalogue/Nuts

6 Msc Industrial Supply Co. Catalogue Fasteners/Socket Head Cap Screws.

7 Catálogo Craig Kackert Design Tech., Inc. SSPS-105 TONE SERVO Data Sheet

8 http://www.speedpartz.com/foz-products-bell-crank-2

9 DISEÑO DE ELEMENTOS DE MÁQUINAS. Cuarta edición. Robert L Mott P.E Editorial Pearson, México 2006. Capítulo 8

10 Wikipedia. Acción de un campo magnético para el funcionamiento de un servo

11 AVIONICS FUNDAMENTALS, EDITORIAL JEPPESEN, Sanserson Training Products.

12 BOYLESTAD Y NASHELSKY, Electrónica y teoría de circuitos, Prentice Hall, México, 1998.

[13] REYES, Carlos, Programación de Microcontroladores con PicBasic, 2da Edición, Quito

14 www.edutronic.com

15 www.microchip.com

16 CORRALES V. Santiago. Electrónica Práctica con Microcontroladores PIC, Quito.

17 CASILLAS, A.L, Máquinas Cálculos de Taller, 1ra Ed, España

18 SHIGLEY, Joseph Edward, Diseño en ingeniería mecánica, 3ra Ed. McGraw Hill, 1965

19GOÑI, Josu, Tesis: Diseño de transmisión mediante diferencial TORSEN, 2001, Universidad católica de México.

20 GURRUCHAGA VÁZQUEZ, José M.a, Compendio de Normas para Diseño Mecánico

21 PINTOR BOROBIA, Jesús Ma., Apuntes de la asignatura Teoría de Máquinas Tema 8: Mecanismos de contacto directo: engranajes, Escuela técnica superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicaciones. 1997

22 ZINOVIEV, V. Teoría de los mecanismos y las máquinas, Editorial MIR, 1969

23 MÁQUINAS CÁLCULOS DE TALLER. A.L. CASILLAS. Ediciones, España, Capitulo 3.

24 Diseño y selección del mando a correas en "V", de la escuela provincial de educación técnica nº1-Santa rosa-TIP Electromecánica- Marzo de 2005.

25 http://www.doctronics.co.uk/gt_4.htm

26 http://www.toddspraker.com/pics-htm/rotary-switch.htm

27 DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN, tesis de grado, Carlos Eduardo Contreras, Universidad de San Buenaventura, 2008.

28 Flight and Operation Manual for Gyroplane MTOsport, autogiro.

29 The Aerodynamics of Gyroplanes, CAA Paper 2009/02, British Civil Aviation Authority, 2010.

30 LEISHMAN, J. Gordon, Principles of Helicopter Aerodynamics, 2000.

31 Aeroelastic Modelling of Gyroplane Rotors, PhD. Thesis, Trchalik Josef, 2009.

32 Aircraft Performance And Desing (John D. Anderson, Jr.).

33 AirplaneDesing, parte I (Dr. JanRoskam), AircraftDesing.

34 A Conceptual Approach (Daniel P. Raymer).

34 AircraftStructuresforengineeringstudents, cuarta edición (T.H.G. Megson)

35 Hibbeler R.C. Mecanica de materiales Sexta edición, 2006. Pag 435.

36 Allen David. Introduction to aerospace structural analysis. Texas A&M University. 1985. Pag 169.

37 MIL-HDBK-5J

ANEXOS

ANEXO A. Diagrama de flujo de la metodología de investigación de la tesis.

Ver contenido de CD, anexo A.

ANEXO B. Ficha técnica de los diferentes autogiros en el mundo

Tabla B1. Ficha técnica del autogiro Magni Gyro Orion M-24. (Autogiro N°1)

Nombre		
Magni Gyro Orion M-24		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1800 mm	2800 mm	4330 mm
Caracteristicas del motor		
Rotax 914 Turbo		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8230 - 8535 mm
Diametro de la hélice		1700 mm
Área del rotor		53,2 m2
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		290
Peso maximo al despegue (Kg)		450
Capacidad de combustible (Litros)		82
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		115
Velocidad de crucero (Mph)		90
Velocidad minima (Mph)		
Techo de vuelo absoluto (m)		4000
Techo de vuelo de servicio (m)		3500
Rango (km)		600
Autonomía (h)		4
Regimen de ascenso (m/s)		5
Distancia de despegue (metros)		70
Distancia de aterrizaje (metros)		0 - 30

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rotax 914 Turbo (115 HP), 4 cilindros, 4-tiempos, refrigerado por agua, con arranque eléctrico y prelanzador mecánico.
Estructura	Acero cromo-molibdeno aeronáutico 4130	soldadura TIG. Fuselaje de fibra de vidrio, ruedas y pedales de timón.
Asiento	Fibra de vidrio y resina epoxi	Integrado con depósito de gasolina de 82 litros
Instrumentos		Tacómetro digital de rotor, altímetro, anemómetro, Flydat, nivel de combustible y presión.
Hélice	Fibra de carbono	Tripala con paso variable en tierra
Rotor	Materiales compuestos	Bipala
Controles		Monomando
Trim eléctrico		
Cap. Depósito	82 lt	

Tabla B2. Ficha técnica del autogiro Magni Gyro Scout M-14. (Autogiro N°2)

Nombre		
Magni Gyro Scout M-14		
Numero de tripulantes		
1 - 2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1800 mm	2500 mm	3950 mm
Caracteristicas del motor		
Rotax 912s - 914 Turbo		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8230 mm
Diametro de la hélice		1700 mm
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		244 - 248
Peso maximo al despegue (Kg)		450
Carga útil (Kg)		302 - 306
Capacidad de combustible (Litros)		50
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		115
Velocidad de crucero (Mph)		90
Velocidad minima (Mph)		
Techo de vuelo absoluto (m)		4000
Techo de vuelo de servicio (m)		3500
Rango (km)		305
Autonomía (h)		2,1
Regimen de ascenso (m/s)		5
Distancia de despegue (metros)		70
Distancia de aterrizaje (metros)		0 - 30

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rotax 914 Turbo (115 HP), 4 cilindros, 4-tiempos, refrigerado por agua, con arranque eléctrico y prelanzador mecánico. Posible también con Rotax 912 ULS 100-Hp.
Estructura	Acero cromo-molibdeno aeronáutico 4130	Soldadura TIG. Fuselaje de fibra de vidrio, ruedas y pedales de timón.
Asiento	Fibra de vidrio y resina epoxi	Integrado con depósito de gasolina de 50 litros
Instrumentos		Tacómetro digital de rotor, altímetro, anemómetro, Flydat, nivel de combustible y presión.
Hélice	Fibra de carbono	Tripala con paso variable en tierra
Rotor	Materiales compuestos	Bipala
Controles		Monomando
Trim eléctrico		
Cap. Depósito	45 lt	

Tabla B3. Ficha técnica del autogiro Magni Gyro Spartan M-18. (Autogiro N°3)

Nombre		
Magni Gyro Spartan M-18		
Numero de tripulantes		
1		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1780 mm	2340 mm	2980 mm
Caracteristicas del motor		
Rotax 582 Turbo		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		7300 mm
Diametro de la hélice		1600 mm
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		167
Peso maximo al despegue (Kg)		300
Carga útil (kg)		183
Capacidad de combustible (Litros)		42
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		105
Velocidad de crucero (Mph)		70
Velocidad minima (Mph)		20
Techo de vuelo absoluto (m)		4000
Techo de vuelo de servicio (m)		3500
Rango (km)		180
Autonomía (h)		1,5
Regimen de ascenso (m/s)		3,5
Distancia de despegue (metros)		45
Distancia de aterrizaje (metros)		0 - 30

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rotax 582, 2 cilindros, 2-tiempos, refrigerado por agua, reductora “E”, con arranque eléctrico y prelanzador mecánico, mezcla separada.
Estructura	Acero SAE 4130	Soldado con TIG. Fuselaje de fibra de vidrio, ruedas y pedales de timón.
Asiento	Fibra de vidrio y resina epoxi	Integrado con depósito de gasolina de 42 litros
Instrumentos		Tacómetro de rotor, altímetro, anemómetro, cuenta horas, tacómetro del motor, temperatura de agua.
Hélice	Fibra de carbono	Tripala con paso variable en tierra
Rotor	Materiales compuestos	Bipala
Cap. Depósito	35 lt	

Tabla B4. Ficha técnica del autogiro Magni Gyro Tandem Trainer M-16. (Autogiro N°4)

Nombre		
Magni Gyro Tandem Trainer M-16		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1800 mm	2600 mm	4655 mm
Caracteristicas del motor		
Rotax 912s - 914 Turbo		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8535 mm
Diametro de la hélice		1700 mm
Área del rotor		53.2 m2
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		265 - 270
Peso maximo al despegue (Kg)		450
Carga útil (kg)		280
Capacidad de combustible (Litros)		72
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		115
Velocidad de crucero (Mph)		90
Velocidad minima (Mph)		
Techo de vuelo absoluto (m)		4000
Techo de vuelo de servicio (m)		3500
Rango (km)		482
Autonomía (h)		3,4
Regimen de ascenso (m/s)		5
Distancia de despegue (metros)		70
Distancia de aterrizaje (metros)		0 - 30

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rotax 914 Turbo (115 HP), 4 cilindros, 4-tiempos, refrigerado por agua, con arranque eléctrico y prelanzador mecánico. También posible con Rotax 912 ULS (100 HP).
Estructura	Acero SAE 4130	Soldado con TIG. Fuselaje de fibra de vidrio, ruedas y pedales de timón.
Asiento	Fibra de vidrio y resina epoxi	Integrado con depósito de gasolina de 72 litros
Instrumentos		Tacómetro digital de rotor, altímetro, anemómetro, Flydat y nivel de combustible
		(Calefacción de carburación y su reloj correspondiente solo posible en la versión motorizada con el 912 ULS. Con el 914 trae el indicador de presión).
Hélice	Fibra de carbono	Tripala con paso variable en tierra
Rotor	Materiales compuestos	Bipala
Controles		Doble mando para enseñanza
Trim eléctrico		
Cap. Depósito	75 lt	

Tabla B5. Ficha técnica del autogiro Magni Gyro Voyager M-22. (Autogiro N°5)

Nombre		
Magni Gyro Voyager M-22		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1800 mm	2600 mm	4655 mm
Caracteristicas del motor		
Rotax 912s - 914 Turbo		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		27 - 28 ft
Diametro de la hélice		1700 mm
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		272
Peso maximo al despegue (Kg)		550
Carga útil (Kg)		277
Capacidad de combustible (Litros)		150
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		125
Velocidad de crucero (Mph)		90
Velocidad minima (Mph)		
Techo de vuelo absoluto (ft)		13000
Techo de vuelo de servicio (ft)		11400
Rango (millas)		300
Autonomía (h)		3,4
Regimen de ascenso (m/s)		5
Distancia de despegue (metros)		70
Distancia de aterrizaje (metros)		30

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Célula	Aleación de cromo aeronáuticas 4130 acero	Soldadura TIG. Fibra de vidrio cubierta del fuselaje. Fibra de vidrio pantalones rueda. Fibra de vidrio del panel de instrumentos.
Asiento	Fibra de vidrio y resina epoxi	Integral del depósito de combustible
Cap. Equipaje	150 lt	
Instrumentos		Tacómetro del rotor, altímetro, anemómetro, Flydat o en el motor del monitor EIS
Motor		Rotax 914 Turbo, 4 cilindros, 4 tiempos, refrigerado por agua, con 115 CV arranque eléctrico y mecánico prerotator.
Hélice		Arplast 67 pulgadas, tres de fibra de carbono de la cuchilla con ajuste de tono tierra.
Rotor	Materiales compuestos	2 palas

Tabla B6. Ficha técnica del autogiro ELA 07 (Autogiro N°6, 7, 8 y 9)

Nombre		
Autogiro ELA 07		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
Motor		
Rotax 912ULS		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		
Diametro de la pala		
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		260
Peso maximo al despegue (Kg)		450
Capacidad de combustible (Litros)		75
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Mph)		110
Velocidad de crucero (Mph)		80-90
Velocidad minima (Mph)		25
Techo de vuelo		
Autonomia (Km)		400
Regimen de ascenso (FPM)		1000
Distancia de despegue (metros)		20-70
Distancia de aterrizaje (metros)		0-10

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Estructura en tubo	Acero inoxidable	Soporta 5g con el peso maximo al despegue
Placas	Acero inoxidable	
Soldadura Aeronautica	Atmosfera inerte TIG	
Sistema de mandos	Acero inoxidable	
Rodamientos de bola	Acero inoxidable	Con proteccion ZZ
Stick		Tipo "Top gun"
Rotor	Acero inoxidable	Acero de alta resistencia y dura-aluminio 7075 T6
Cabina tipo parabrisas	Fibra de Carbono	Resina epoxi
Empenaje de cola	Fibra de Carbono	Resina epoxi, Testeada a la resistencia a la velocidad de 130Mph 210Km/h
Palas	Fibra de Carbono	Fibra de vidrio, Soporta cargas de traccion de 26.000Kg
		Maxima carga en vuelo no puede exceder los 6.500kg

Tabla B7. Ficha técnica del autogiro MTO sport y MTO 03. (Autogiro N°10 y 11)

Nombre		
MTO sport MT 03 Autogyro		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1880 mm	2740 mm	5080 mm
Características del motor		
Rotax 912 - Rotax 914		
Características del rotor		
Diametro del disco		8.40 m
Diametro de la hélice		1720 mm
Área del rotor		55.4 m^2
Perfil de las palas		NACA 8h12
Carga discal		8.1 Kg/m^2
Características del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		241 - 246
Peso máximo al despegue (Kg)		450
Capacidad de combustible (Litros)		68
Características del vuelo		
Velocidad nunca exceder (Km/h)		162 - 185
Velocidad de crucero (km/h)		140 - 160
Velocidad mínima (km/h)		30
Techo de vuelo absoluto (m)		
Techo de vuelo de servicio (m)		
Rango (mi)		300
Autonomía (h)		
Régimen de ascenso (m/s)		4 a 6
Distancia de despegue (metros)		80-120
Distancia de aterrizaje (metros)		0-20
Revoluciones del rotor 450 kg		385 rpm

Características de fabricación		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor	Rotax 912 - Rotax 914	115 - 130 HP
Estructura	Acero inoxidable	Estructura de tubos de acero inoxidable, rotor de aluminio extrusionado 6005 T. Estabilizadores y timón de fibra de carbono reforzada con plástico
Instrumentos	N/A	altimetro, indicador de velocidad del motor y del rotor, indicador de temperatura de aceite y de la cabeza de los cilindros, medidor de presion de aceite, brujula, reloj, ELT, radio ATR, transpondedor TRT, GPS, indicador de regimen de ascenso.
Hélice	3 palas de material compuesto	paso variable con viga interna flexible y mecanismo de escobillas y motor eletrico para cambio de paso.
Rotor	aluminio extruido	palas con perfil NACA 8H12
Controles	N/A	Control de cabeza de rotor por varillas, control de trim y freno de rotor neumatico, frenos hidraulicos de parqueo, control dual

Tabla B8. Ficha técnica del autogiro Calidus. (Autogiro N°12)

Nombre		
Calidus Autogyro		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
1728 mm	2740 mm	4775 mm
Caracteristicas del motor		
rotax 912 - rotax 914		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8.4 m
Area del rotor		55.4 m^2
Carga discal		8.1 kg/m^2
Diametro de la hélice		1720 mm
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (Kg)		262
Peso maximo al despegue (Kg)		450
Carga útil (Kg)		188
Capacidad de combustible (Litros)		74
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (km/h)		185
Velocidad de crucero (km/h)		160
Velocidad minima (kmh)		30
Techo de vuelo absoluto (m)		
Techo de vuelo de servicio (m)		
Rango (mi)		500
Autonomía (h)		7
Regimen de ascenso (m/s)		4 a 6
Distancia de despegue (metros)		80-120
Distancia de aterrizaje (metros)		0-20
Revoluciones del rotor 450 kg		385 rpm
Consumo de combustible		10 ltr/h

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Estructura	Acero inoxidable	Estructura de tubos de acero inoxidable, rotor de aluminio extrusionado 6005 T. Estabilizadores y timon de fibra de carbono reforzada con plastico. Cabina de fibra de carbono
Instrumentos		airspeed indicator, engine and rotor rpm, oil temperature, oil pressure, engine CHT, compass, ELT, radio ATR, transponder TRT, GPS, rate of climb indicator
Hélice	3 palas de material compuesto	
Controles		control de cabeza de rotor por cables de empuje. Control de trim y freno de rotor neumatico. Frenos hidraulicos de parqueo. Control dual
Cabina	Cerrada	

Tabla B9. Ficha técnica del autogiro Sport Copter II. (Autogiro N°13)

Nombre		
SportCopter II		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Cabina		
Ancho	Alto	Largo
49 in		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
81 in	10 ft	15,5 ft
Caracteristicas del motor		
Lycoming IO 360 (225 hp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		31 ft
Cuerda		8.5 in
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (lb)		1000
Peso maximo al despegue (lb)		1650
Carga útil (lb)		650
Capacidad de combustible (gal)		28
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (mph)		120
Velocidad de crucero (mph)		100
Velocidad minima (mph)		10 a 20
Techo de vuelo de servicio (ft)		18000
Rango (mi)		300
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		1000
Distancia de despegue (ft)		50 - 150
Distancia de aterrizaje (ft)		0 - 20
Consumo de combustible		8 - 10 gph

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Potencia de 25 hp
Instrumentos		Airspeed indicator, vertical speed indicator, CHT/EGT, altimeter, EGT probes, Hobbs meter, oil temperature sensor, vlotmeter, manifold presure ind, fuel flow transducer, water temp, rpm sensor, compass, rotortach sensor, fuel pressure sensor.
Hélice	3 palas de material compuesto	
Rotor	Palas de aluminio	HUB de 3 ft
Controles		Control dual. Frenos hidraulicos de disco. Prerotador hidraulico
Cabina	Cerrada	De material compuesto
Tren de ateriizaje		Tren de aterrizaje com amortiguadores

Tabla B10. Ficha técnica del autogiro Gyro Bensen. (Autogiro N°14)

Nombre		
Gyro Bensen		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Ancho	Alto	Largo
	2050 (mm)	3430 (mm)
Caracteristicas del motor		
Mc. Culloch		
Potencia	72 (hp)	
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		6,1 (m)
Cuerda		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		124
Peso maximo al despegue (kg)		227
Carga útil (lb)		
Capacidad de combustible (gal)		28
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (m/s)		38,05
Velocidad de crucero (m/s)		26,94
Velocidad minima (mph)		
Techo de vuelo de servicio (m)		3800
Rango (km)		145
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		
Distancia de despegue (ft)		
Distancia de aterrizaje (ft)		
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		McCulloch 4318 pistón del motor 72 CV
Estructura	Acero galvanizado	Marco de aluminio cuadrado o tubode, reforzada con triángulos de tubo ligero
Tren de nariz		rueda de nariz orientable

Tabla B11. Ficha técnica del autogiro Arrow Copter. (Autogiro N°15)

Nombre		
Arrow Copter		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
cabina		
Ancho	Alto	Largo
2455 (mm)	2891 (mm)	5573 (mm)
aeronave		
Ancho	Alto	Largo
81 in	10 ft	15,5 ft
Caracteristicas del motor		
Rotax 912		
Potencia		115 hp
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8,4 m
Cuerda		
Area rotor (m^2)		55,42
Carga discal (kg/m^2)		10,827
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		261
Peso maximo al despegue (kg)		600
Carga útil (lb)		
Capacidad de combustible (gal)		70
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (m/s)		55,55
Velocidad de crucero (m/s)		47,22
Velocidad minima (m/s)		8,33
Techo de vuelo de servicio (m)		3800
Rango (km)		145
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		
Distancia de despegue (ft)		
Distancia de aterrizaje (ft)		
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Potencia de 25 hp
Instrumentos		Airspeed indicator, vertical speed indicator, CHT/EGT, altimeter, EGT probes, Hobbs meter, oil temperature sensor, vlotmeter, manifold presure ind, fuel flow transducer, water temp, rpm sensor, compass, rotortach sensor, fuel pressure sensor.
Hélice	3 palas de material compuesto	
Rotor	Palas de aluminio	HUB de 3 ft
Controles		Control dual. Frenos hidraulicos de disco. Prerotador hidraulico
cabina	Cerrada	De material compuesto
tren de ateriizaje		Tren de aterrizaje com amortiguadores

Tabla B12. Ficha técnica del autogiro AeroCopter Futura. (Autogiro N°16)

Nombre		
AeroCopter Futura		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
2,10 m	3,10 m	4 m
Caracteristicas del motor		
BMW R1100 s		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		8,50 m
Area discal		
Cuerda		
Solidez		
Carga discal (kg/m^2)		
Diametro helice		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		260
Peso maximo al despegue (kg)		450
Carga útil (kg)		
Capacidad de combustible (lt)		
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		190
Velocidad de crucero (kmh)		160
Velocidad minima (kmh)		
Techo de vuelo de servicio (m)		
Rango (km)		
Autonomía (h)		4,0
Regimen de ascenso (m/s)		
Distancia de despegue (m)		100,00
Distancia de aterrizaje (m)		5
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rotax 912 914
Hélice		2 palas ajustable a 3
Estructura	Fibra de vidrio, con marco de cromo-molibdeno cabina tubo	Cuerpo de rotores diseñados y fabricados por ASII en EE.UU..
Tren de aterrizaje		Tipo triciclo, rueda de nariz orientable directamente vinculados con el timón.
Ruedas		Mainwheels 400x100; rueda delantera 4.00-6.
Frenos		Frenos hidráulicos de disco en mainwheels.

Tabla B13. Ficha técnica del autogiro Umbaugh U 18. (Autogiro N°17)

Nombre		
Umbaugh U 18		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
	3,51 m	7,62 m
Caracteristicas del motor		
Lycoming o-360 (180 hp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		10,67 m
area discal		89,37 m^2
Perfil		Naca 0012
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		
Peso maximo al despegue (kg)		816
Carga útil (kg)		
Capacidad de combustible (lt)		103,36
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		203
Velocidad de crucero (kmh)		
Velocidad minima (kmh)		
Techo de vuelo de servicio (m)		5181,0
Rango (km)		579,0
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		5,33
Distancia de despegue (m)		
Distancia de aterrizaje (m)		
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Lycoming O-360-A1D horizontalmente opuestos motor de cuatro cilindros
Hélice	Palas de madera, reforzado con fibra de vidrio	3 palas

Tabla B14. Ficha técnica del autogiro Mc Culloch J-2. (Autogiro N°18)

Nombre		
Mc Culloch J-2		
Numero de tripulantes		
2		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
3,4m	2,37m	4,8 m
Caracteristicas del motor		
Lycoming o-360 (180 hp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		7,9 m
area discal		49 m^2
Perfil		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		450
Peso maximo al despegue (kg)		725
Carga útil (kg)		222
Capacidad de combustible (lt)		76
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		171
Velocidad de crucero (kmh)		152
Velocidad minima (kmh)		48
Techo de vuelo de servicio (m)		3962,0
Rango (km)		320,0
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		3,50
Distancia de despegue (m)		46,00
Distancia de aterrizaje (m)		15.24 m
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Lycoming O-360 -A2D
Hélice		3 palas

Tabla B15. Ficha técnica del autogiro Hawk 4 (GBA). (Autogiro N°20)

Nombre		
HAWK 4 (GBA)		
Numero de tripulantes		
4		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
	4,11m	7,32 m
Cabina		
Ancho	Alto	Largo
1,37 m		1,91 m
Areas		
Disco de rotor		128,71 m2
Estabilizadores verticales		1,88 m2
Estabilizadores horizontales		1,49 m2
Caracteristicas del motor		
Rolls-Royce 250 b17c (420 shp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		12,8 m
Cuerda		0,34 m
Maxima carga discal (kg/m^2)		12,34
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (lb)		
Peso maximo al despegue (kg)		1588
Carga útil (lb)		
Capacidad de combustible (lt)		284
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		240
Velocidad maxima de operación (kmh)		225
Velocidad de crucero (kmh)		209
Velocidad minima (kmh)		
Techo de vuelo de servicio (m)		4875
Rango (km)		530
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		7,61
Distancia de despegue (m)		0 - 45
Distancia de aterrizaje (m)		0 - 45
Consumo de combustible		
Precio base		749,000 usd

Tabla B16. Ficha técnica del autogiro Hawk 5 (GBA). (Autogiro N°21)

Nombre		
HAWK 5 (GBA)		
Numero de tripulantes		
5		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
	4,115 m	7,3152 m
Cabina		
Ancho	Alto	Largo
Areas		
Disco de rotor		
Estabilizadores verticales		
Estabilizadores horizontales		
Caracteristicas del motor		
Rolls-Royce 250 b20s (420 shp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		12,8 m
Cuerda		
Maxima carga discal (kg/m^2)		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (lb)		
Peso maximo al despegue (kg)		1575
Carga útil (kg)		686,25
Capacidad de combustible (lt)		380
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		260
Velocidad maxima de operación (kmh)		
Velocidad de crucero (kmh)		224
Velocidad minima (kmh)		73,6
Techo de vuelo de servicio (m)		4876,8
Rango (km)		812,8
Autonomía (h)		5
Regimen de ascenso (m/s)		7,62
Distancia de despegue (m)		
Distancia de aterrizaje (m)		
Consumo de combustible		

Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		Rolls-Royce Model 250 C20S (420shp)
Misiones		Utilidad / transporte de viajeros, Aplicación de la ley en el aire, De vigilancia aérea

Tabla B17. Ficha técnica del autogiro McDonnell XV-1. (Autogiro N°22)

Nombre		
McDonnell XV-1		
Numero de tripulantes		
4		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
		15,37m
Alas		
Envergadura		7,92 m
Area		9,29 m^2
Caracteristicas del motor		
Continental R-975-19 (525 hp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		9,4 m
Cuerda		44,45 cm
Solidez		0,09
Carga discal (kg/m^2)		35,55
Diametro helice		1,956 m
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		1940
Peso maximo al despegue (kg)		2497
Carga útil (kg)		
Capacidad de combustible (lt)		304
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		327
Velocidad de crucero (kmh)		222
Velocidad minima (kmh)		
Techo de vuelo de servicio (m)		6035,0
Rango (km)		954,0
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		7
Distancia de despegue (m)		
Distancia de aterrizaje (m)		
Consumo de combustible		

Tabla B18. Ficha técnica del autogiro AISA GN. (Autogiro N°23)

Nombre		
AISA GN		
Numero de tripulantes		
4		
Dimensiones		
Aeronave		
Ancho	Alto	Largo
	3,20 m	6,50 m
Caracteristicas del motor		
Lycoming io-540 (300 hp)		
Caracteristicas del rotor		
Diametro del disco		12,8 m
Area discal		128,7 m^2
Cuerda		
Solidez		
Carga discal (kg/m^2)		
Diametro helice		
Caracteristicas del autogiro		
Peso al vacio (kg)		708
Peso maximo al despegue (kg)		1200
Peso bruto (kg)		1200
Carga útil (kg)		
Capacidad de combustible (lt)		
Caracteristicas del vuelo		
Velocidad nunca exceder (kmh)		240
Velocidad de crucero (kmh)		
Velocidad minima (kmh)		
Techo de vuelo de servicio (m)		
Rango (km)		800,0
Autonomía (h)		
Regimen de ascenso (m/s)		
Distancia de despegue (m)		
Distancia de aterrizaje (m)		
Consumo de combustible		

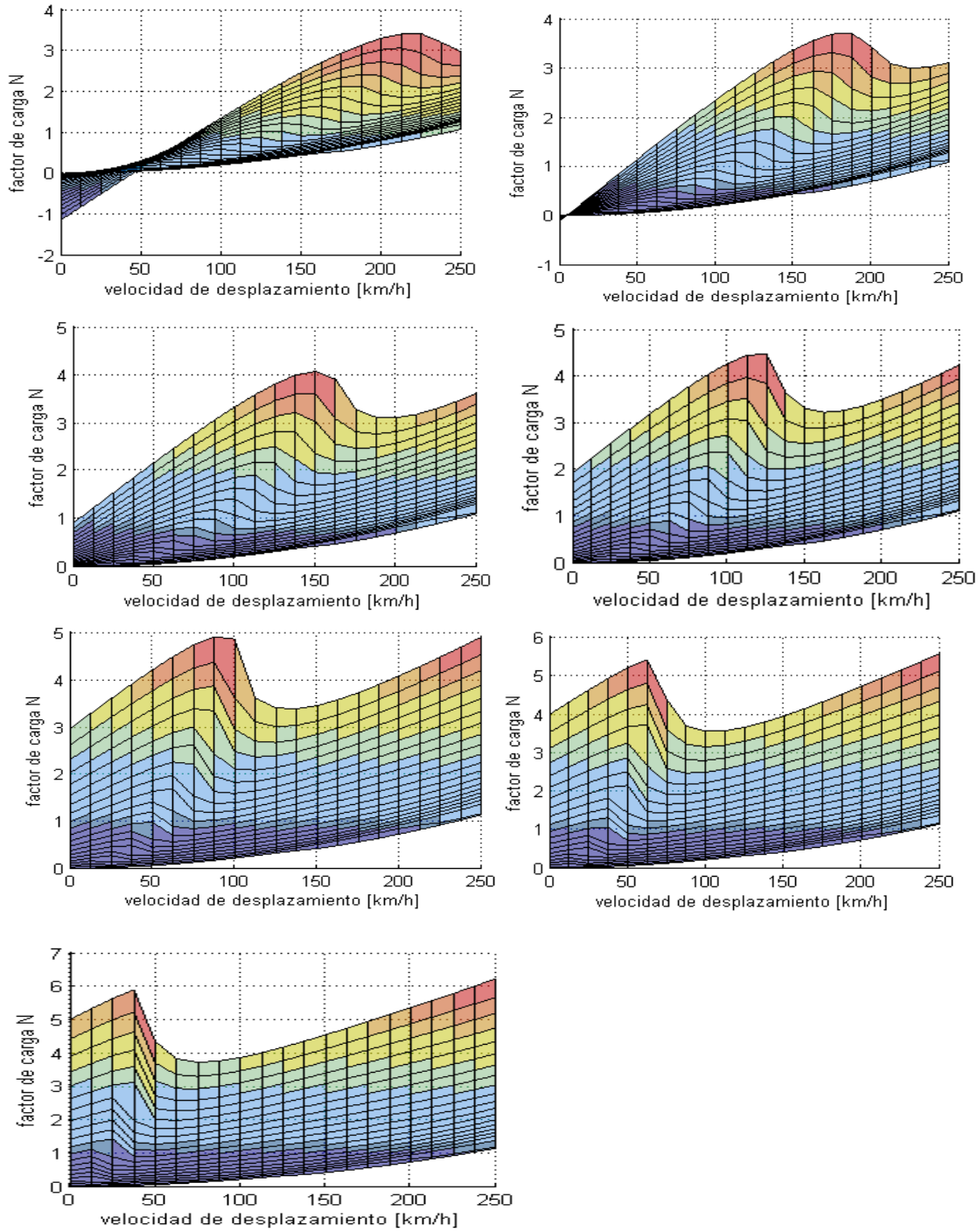
Caracteristicas de fabricacion		
Componente	**Material**	**Comentario**
Motor		1 × Lycoming IO-540 -K1A5, 225 kW (300 CV)
Cabina	De cristal	
Tren de ateriizaje		Triciclo

ANEXO C. Evaluación de la fase crítica de operación del rotor.

Inicialmente se revisara el comportamiento del factor de carga con respecto a las variaciones de velocidades de desplazamiento, rotación y ángulo de incidencia de las palas, para un rango de ángulos de incidencia desde -4º hasta 8º. En la figura C1 podemos ver que para el caso de ángulos de incidencia negativos, la grafica empieza con factores de carga negativos cuando la velocidad de desplazamiento es la mínima, pero esta condición es poco deseable, ya que se verá más adelante que bajo estas condiciones el torque del rotor también será negativo y el thrust de las palas tendrá un comportamiento distinto, en donde la pala que se encuentra en retroceso será la que tenga realmente mas sustentación que la que se encuentra en avance, generando esto un conflicto con la programación realizada en el código matemático, constituyendo esto un factor limitante para la operación del código matemático bajo ciertos ángulos de ataque y velocidades de desplazamiento. Todas las graficas de comportamiento de factor de carga se obtuvieron con los mismos parámetros de entrada que se ingresaron en el capitulo 4.2.10, excepto que en esta ocasión se cambiaron los ángulos de incidencia de las palas. Revisando los comportamientos de todos los recuadros mostrados, se puede ver que el factor de carga máximo se alcanza a una menor velocidad a medida que se aumenta el ángulo de incidencia de las palas, queriendo decir esto que sería posible disminuir la velocidad mínima de la aeronave, o velocidad de despegue o aterrizaje, con un aumento del ángulo de incidencia de las palas. Después de el pico máximo inicial del comportamiento del factor de carga se puede ver un descenso repentino del mismo, queriendo decir esto que se presenta un entrada en perdida de la aeronave, y luego este volverá a subir lentamente, creando una especie de “U”, que vuelve a tener a la máxima velocidad un nuevo incremento en el factor de carga. Bajo este documento investigativo se tendrá un límite en el factor de carga de 3.5, para el diseño y análisis estructural de los componentes de la aeronave, que es un factor de diseño establecido por la normatividad de estas aeronaves, como se vio en el marco legal de este documento.

Como se vio en los anteriores capítulos, la mayor diferencia entre la sustentación o thrust de la pala de avance y retroceso se presenta cuando la velocidad de desplazamiento es la mayor, ya que la diferencia de velocidades también es la máxima, y debido al aumento de la velocidad de batimiento para compensar este efecto, entonces se tendrá en la pala de retroceso el centroide de la fuerza de thrust lo más alejado posible del centro de rotación o del HUB, queriendo decir esto que se producirá el mayor momento flector debido al thrust y su centroide, siendo esta una condición crítica para el diseño de la estructura del rotor, por lo que se tomara como condición critica el punto de cada grafica en donde el factor de carga sea 3.5 y la velocidad de desplazamiento sea la del máximo factor de carga que se encuentre en el primer pico de cada grafica, y la línea isométrica de velocidades de rotación coincida con el factor de carga de 3.5.

Figura C1. Variación del factor de carga con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas.



* Ángulos de -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6° y 8° de incidencia de las palas.

A continuación se mostraran en la tabla C1, los puntos críticos de cada una de las graficas que se vieron anteriormente. En estos datos se puede ver que a medida que se aumenta el ángulo de incidencia de las palas, la velocidad de desplazamiento y la velocidad de rotación disminuirán para obtener el factor de carga de diseño de 3.5. Por ahora se podría ver que la velocidad de maniobra mínima podría ser de tan solo 47.5 Km/h, pero esto depende no solo del factor de carga del rotor, sino también dependerá de la producción de torque del rotor, por lo que se deberá estudiar más adelante la relación entre el ángulo de las palas y el torque del rotor. Los datos de esta tabla constituyen unos límites de operación de la aeronave, por lo que el manual de operación de un rotor con cambio de paso en vuelo debería tener no solo velocidad de desplazamiento de maniobra, sino también velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas para cada velocidad de desplazamiento de maniobra.

Tabla C1. Fases criticas del vuelo de los autogiros con factor de carga de 3.5.

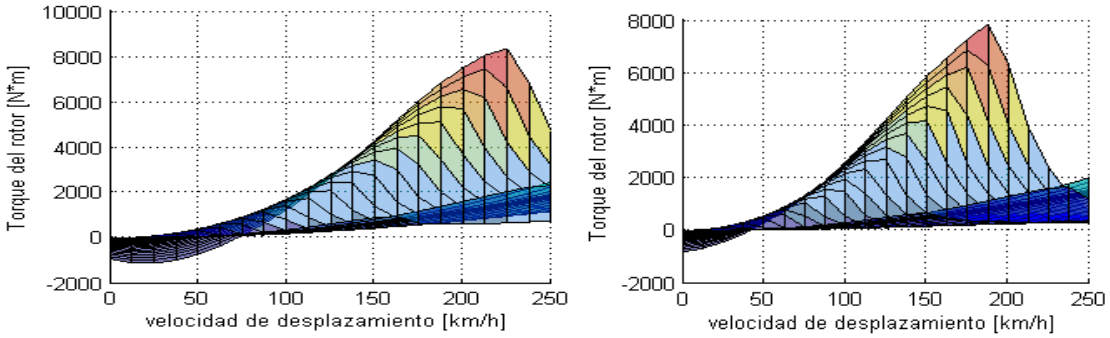
Angulo de incidencia de las palas	Velocidad de desplazamiento	Velocidad de rotación	Tip speed ratio	Factor de carga
-4º	225 Km/h	600 Rpm	0.194	3.5
-2º	175 Km/h	600 Rpm	0.15	3.5
0º	125 Km/h	572.5 Rpm	0.113	3.5
2º	112.5 Km/h	545 Rpm	0.106	3.5
4º	75 Km/h	517.5 Rpm	0.075	3.5
6º	62.5 Km/h	517.5 Rpm	0.062	3.5
8º	37.5 Km/h	490 Rpm	0.0496	3.5

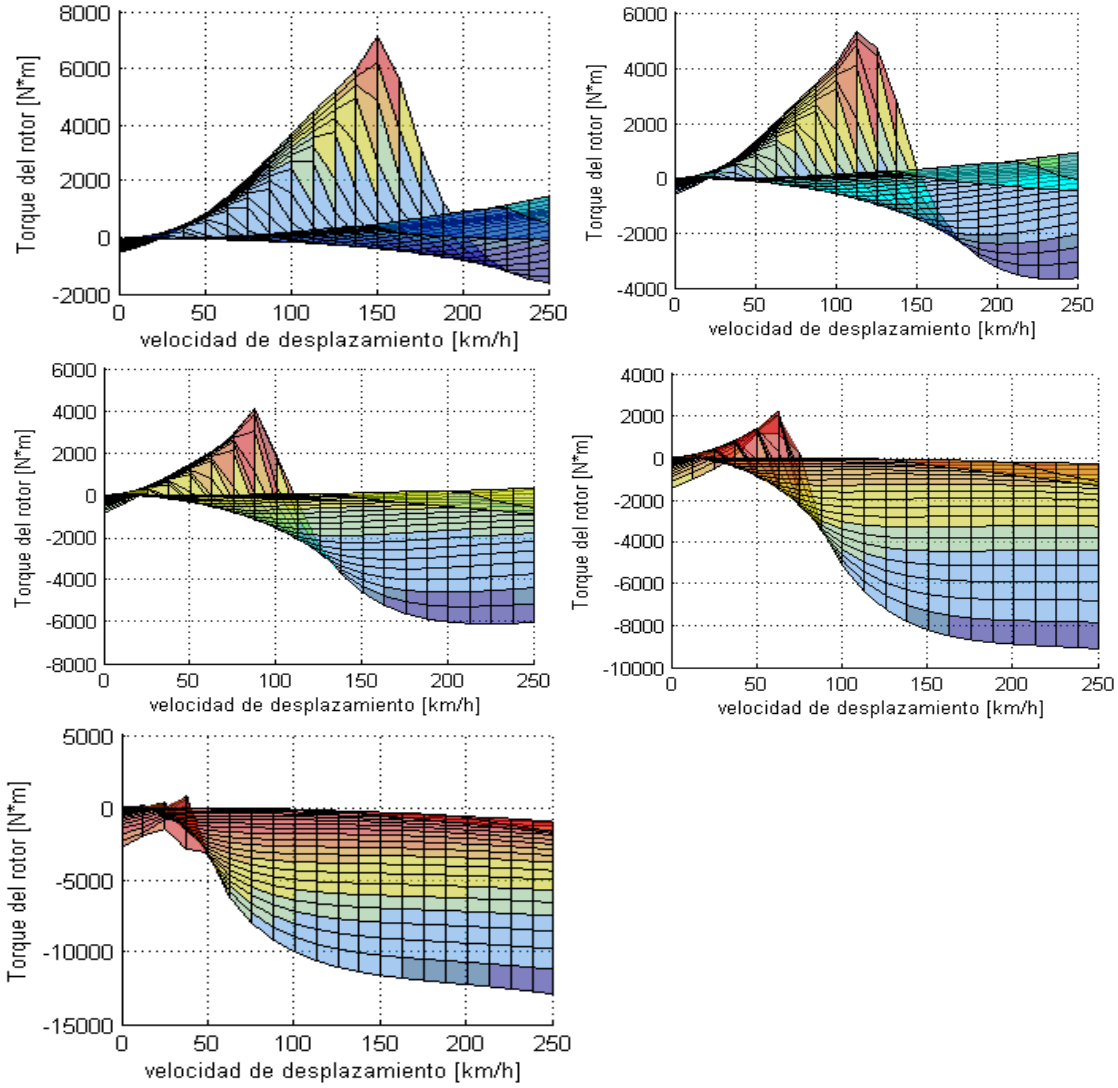
La fase crítica de operación del rotor no solo debe ser elegida de acuerdo a unos parámetros de factor de carga, velocidad de desplazamiento y velocidad de rotación, sino se debe tener en cuenta también que el rotor este operando lógicamente, es decir que no puede realizar una maniobra de alto factor de carga si bajo estas condiciones el rotor se desacelera debido a un torque negativo, ya que la este torque negativo disminuiría la velocidad de rotación del rotor y por ende el factor de carga. En la figura C2, se puede ver que en las condiciones de velocidad de desplazamiento en donde el factor de carga es el máximo, también se ve un pico máximo en la producción de torque, queriendo decir esto que la maniobra si será posible bajo las condiciones anteriormente explicadas. Viendo los comportamientos del torque en velocidades de desplazamiento bajas se presenta una condición de torque negativo, pero para los ángulos de incidencia de las palas negativos, la zona de torque negativo es mayor, mientras que para el caso de ángulos de incidencia entre 0º y 4º se tiene una zona pequeña de torque negativo con valores muy pequeños, lo que no sucede con ángulos de incidencia de 6º y 8º, en donde el torque negativo que se encuentra en esta zona tiene un valor negativo muy alto, que frenara rápidamente el rotor.

Una ventaja de los ángulos de incidencia negativos de las palas, es que no presentan condiciones de torque negativo a altas velocidades, mientras que los ángulos de incidencia positivos si presentan un torque negativo a altas velocidades, y mientras mayor sea el ángulo de incidencia, mayor será la zona de torque negativo y además tendrá un valor negativo mucho mayor. Debido a este comportamiento se podría ver que para realizar un vuelo recto y nivelado a altas velocidades es más viable tener ángulos de incidencia de las palas negativos, ya que en estas condiciones el torque es siempre positivo y el factor de carga es positivo ascendente y no ha sobrepasado la velocidad de perdida que se explico anteriormente. Por otro lado los ángulos de incidencia positivos elevados son buenos para realizar vuelos de baja velocidad, pero tienen una limitante de producción de torque, ya que con estos ángulos tan elevados como 8º, solo es posible volar con un rotor acelerado o con velocidad constante cuando la velocidad de desplazamiento sea de exactamente 47.5 Km/h, o para el caso de 6º, la región de un rotor con velocidad constante o acelerado está entre 25 Km/h y 75 Km/h, y para un ángulo de incidencia de 0º, la región de operación normal del rotor está entre 25 Km/h y 200 Km/h.

En el caso de los ángulos de incidencia de 0º y 2º se puede ver una región de torque positivo a altas velocidades de desplazamiento que corresponde a valores bajos de velocidades de rotación, es decir cuando el valor de la relación de velocidades es mayor a 1, pero el vuelo de las aeronaves en estas condiciones es muy improbable, ya que la velocidad de rotación de las palas no es suficiente para sustentar el peso del autogiro, excepto en la condición de máxima velocidad de desplazamiento que se utilizo en este caso.

Figura C2. Variación del Torque con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas.





* Ángulos de -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6° y 8° de incidencia de las palas.

La combinación de las anteriores dos variables generan una región en donde es posible el vuelo de estas aeronaves, dependiendo del factor de carga, la entrada en perdida o no del rotor y el torque producido por el mismo para mantener la velocidad de rotación, pero para el caso de esta investigación, también deberá tenerse en cuenta una fase crítica debida al momento aerodinámico del rotor, ya que este momento generara una fuerza sobre el sistema de cambio de paso del rotor que tendera a modificar el ángulo de incidencia de las palas.

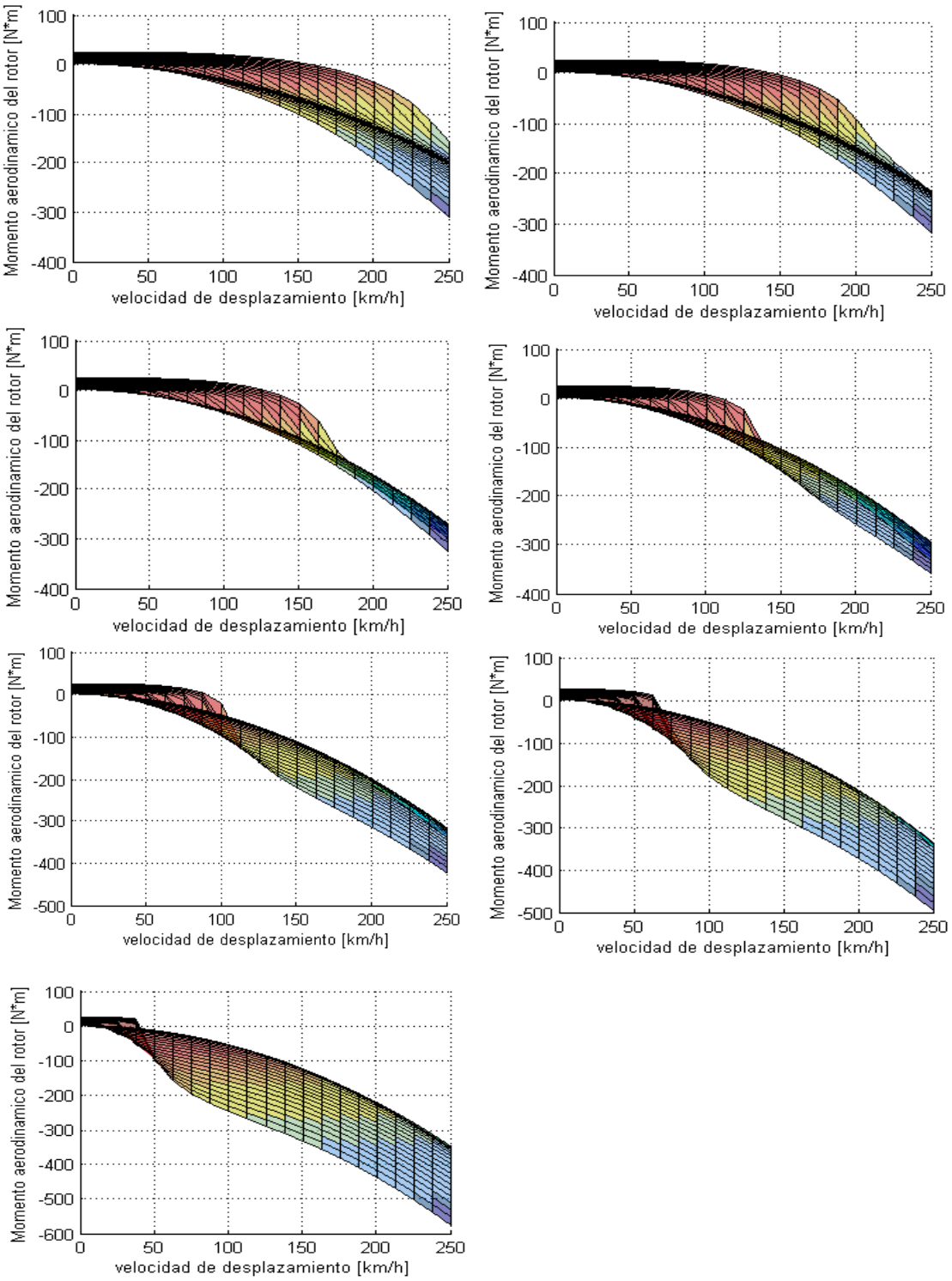
En la figura C3, se puede ver que los mayores valores de momento negativo se encuentran en las velocidades de desplazamiento más elevadas para todas las condiciones de ángulos de incidencia de las palas. Sin embargo esto no sucede para todos los ángulos de incidencia de las palas con relación a las velocidades de

rotación, ya que cuando el ángulo de incidencia de las palas está entre -4º y 0º, a medida que la velocidad de rotación sea menor, se tendrá un valor menor de momento aerodinámico, lo que será más crítico, mientras que para el caso de ángulos de incidencia entre 2º y 8º, cuando la velocidad de rotación sea mayor, entonces será mayor el valor negativo del momento aerodinámico. De acuerdo a estas graficas se podría creer que el momento crítico de diseño para el sistema de cambio de paso de las palas seria el que se encuentra a 250 Km/h, pero esto no es así, ya que la limitación principal del rotor es el factor de carga que produce esfuerzos estructurales, y deberá escogerse una fase crítica como se estableció anteriormente, por lo que se realizara un nueva tabla como la C1, pero se incluirá esta vez el valor del momento, como se ve en la tabla C2. Sin embargo el momento total del rotor no será el máximo cuando el factor de carga si lo sea, sino que será máximo cuando se escoja un ángulo de incidencia de las palas máximo, una velocidad de desplazamiento máxima y una velocidad de rotación máxima, queriendo decir esto que el momento aerodinámico de diseño para el sistema de cambio de paso no será una variable que se tenga en cuenta para la selección de la fase crítica, sino que será un resultado de los limites de operación del rotor que se elijan de acuerdo a los parámetros aerodinámicos anteriormente vistos, como el factor de carga y el torque del rotor.

Tabla C2. Fases criticas del vuelo de los autogiros con factor de carga de 3.5, y un valor critico de momento.

Angulo de incidencia de las palas	Velocidad de desplazamiento	Velocidad de rotación	Tip speed ratio	Factor de carga	Torque del rotor	Momento total del rotor
-4º	225 Km/h	600 Rpm	0.194	3.5	8000 N*m	-80 N*m
-2º	175 Km/h	600 Rpm	0.15	3.5	7000 N*m	-20 N*m
0º	125 Km/h	572.5 Rpm	0.113	3.5	5000 N*m	-20 N*m
2º	112.5 Km/h	545 Rpm	0.106	3.5	4000 N*m	-100 N*m
4º	75 Km/h	517.5 Rpm	0.075	3.5	2000 N*m	-50 N*m
6º	62.5 Km/h	517.5 Rpm	0.062	3.5	-1000 N*m	10 N*m
8º	37.5 Km/h	490 Rpm	0.0496	3.5	-1000 N*m	20 N*m

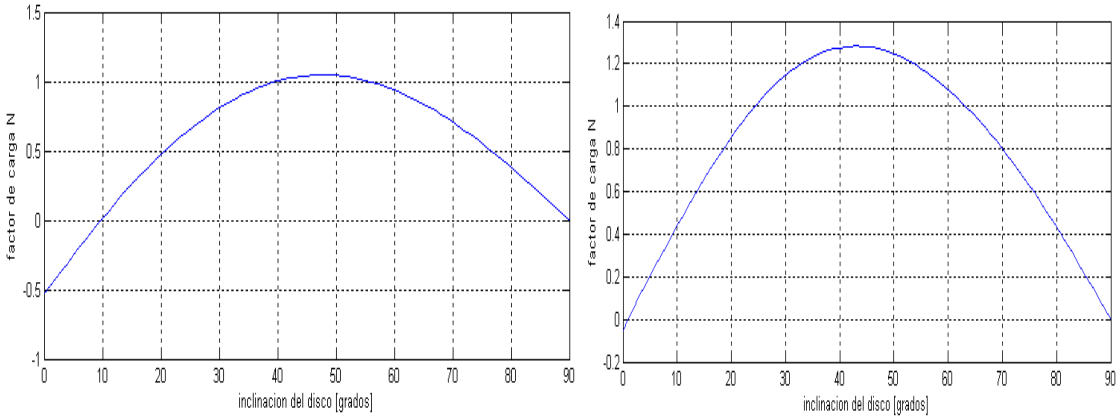
Figura C3. Variación del Momento con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas.

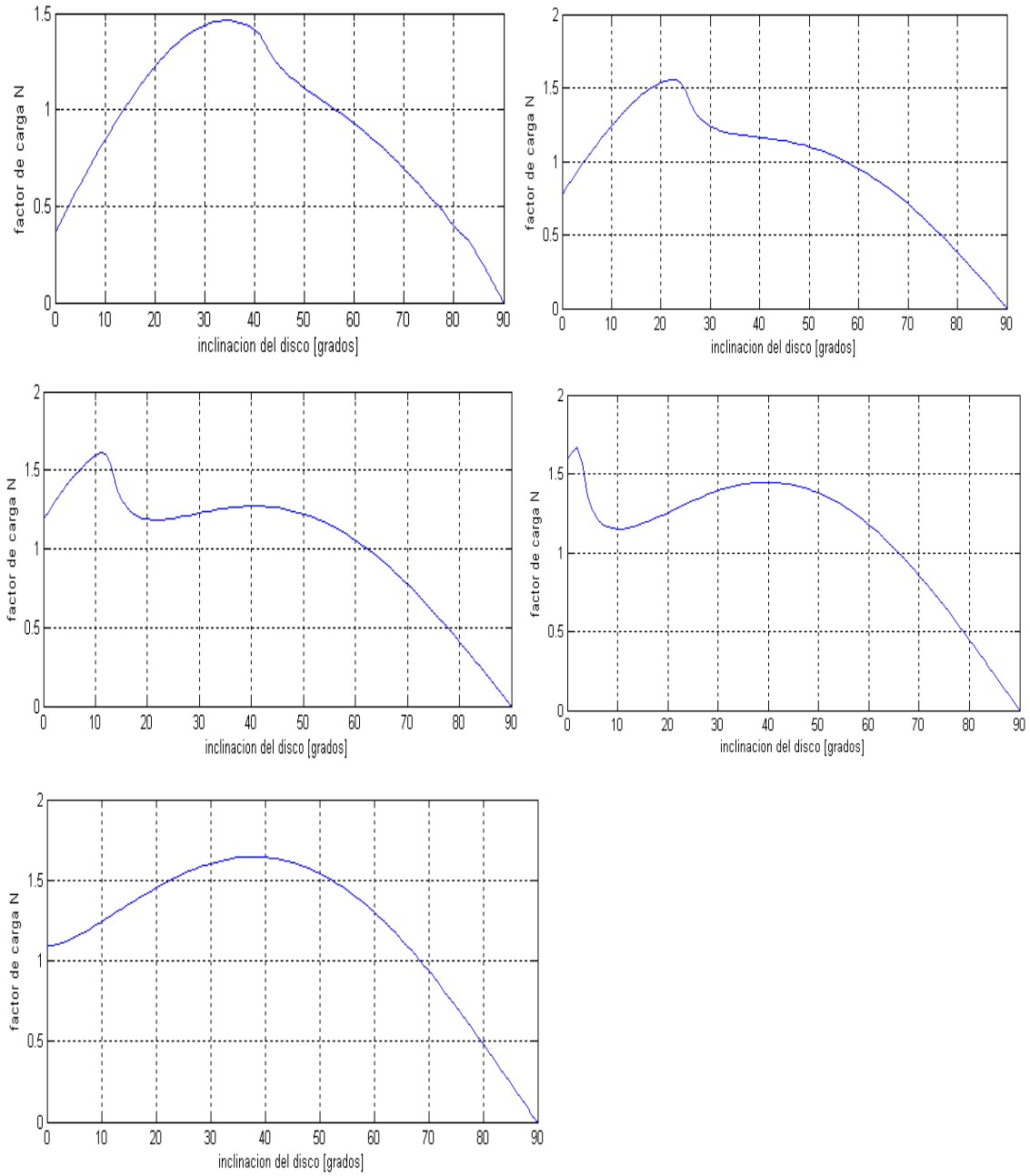


* Ángulos de -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6° y 8° de incidencia de las palas.

El análisis hecho hasta ahora ha sido realizado solo para el caso del ángulo de inclinación del rotor en donde se consigue el máximo factor de carga para un ángulo de incidencia de las palas de 0º, pero se deberá estudiar como varia el factor de carga del rotor en función del ángulo de incidencia de las palas y del ángulo de inclinación del disco, por lo que se deberá ejecutar el programa de cálculos aerodinámicos en el modulo de cálculos en rangos de inclinación del rotor entre 0º y 90º con un comportamiento estabilizado del rotor usando la velocidad de batimiento de las palas, y se ingresaran los mismos valores de entrada que se mostraron en el capitulo 4.2.8, excepto que en este caso el ángulo de incidencia de las palas se cambiara para poder analizar todos los comportamientos que se ven a continuación en la figura C4. Aquí se puede ver que en el caso de ángulos de incidencia negativos, el factor de carga inicia en valores por debajo de 0 para ángulos de inclinación del disco muy bajos y este alcanza su pico máximo con ángulos de inclinación del disco de 45º. A medida que se aumenta el ángulo de incidencia de las palas se puede ver que el ángulo de inclinación del disco en donde se alcanza el pico máximo y luego se entra en perdida, es cada vez menor, disminuyendo desde 35º para una incidencia de 0º, hasta 2º para el caso de un ángulo de incidencia de 6º. En cada grafica se puede ver que al aumentar el ángulo de incidencia de las palas, se aumenta el factor de carga a 0º de inclinación del disco, excepto en el caso de un ángulo de incidencia de 8º, en donde el factor de carga ha disminuido, y esto se debe a que bajo estas condiciones, el rotor a entrado en perdida a un ángulo de incidencia menor que 0º, es decir este rotor con este ángulo de incidencia tendría su pico máximo en ángulos de inclinación del rotor hacia adelante, lo que es una condición imposible en los autogiros, ya que no entraría un flujo de aire en el disco desde la parte inferior del rotor, haciendo que la autorrotación se detenga.

Figura C4. Variación del factor de carga del autogiro con relación al ángulo de inclinación del rotor.



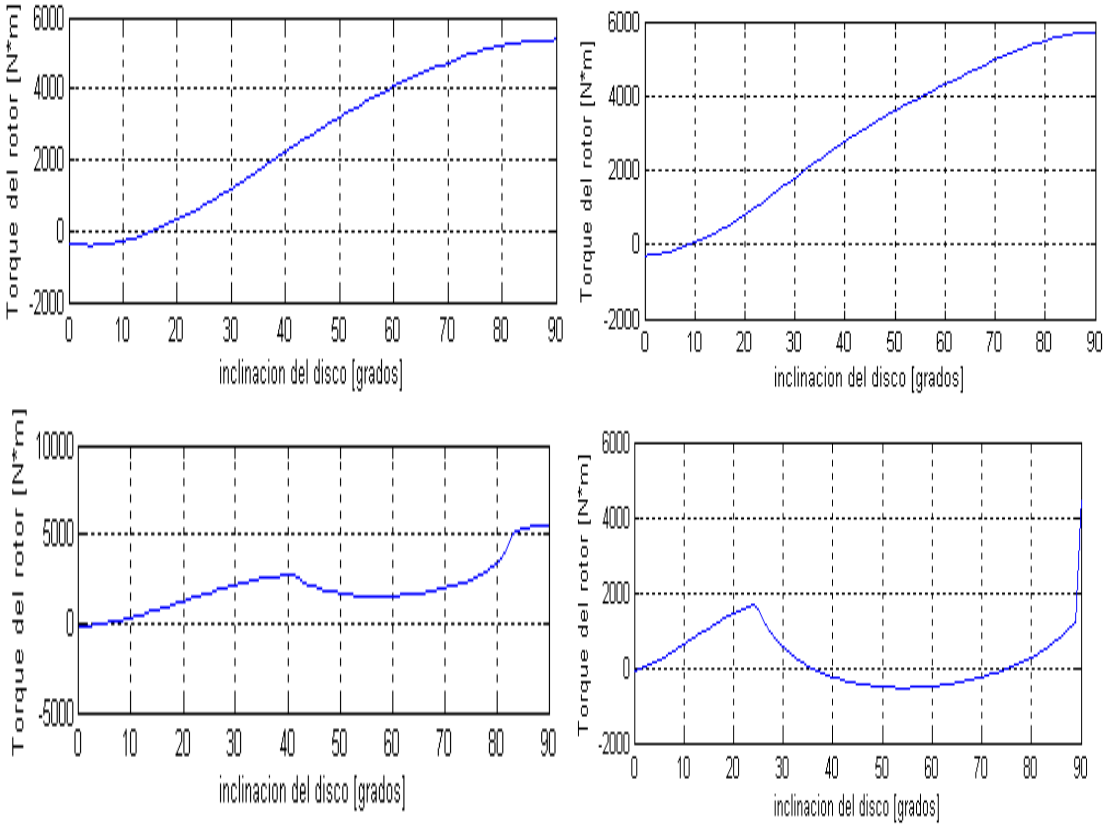


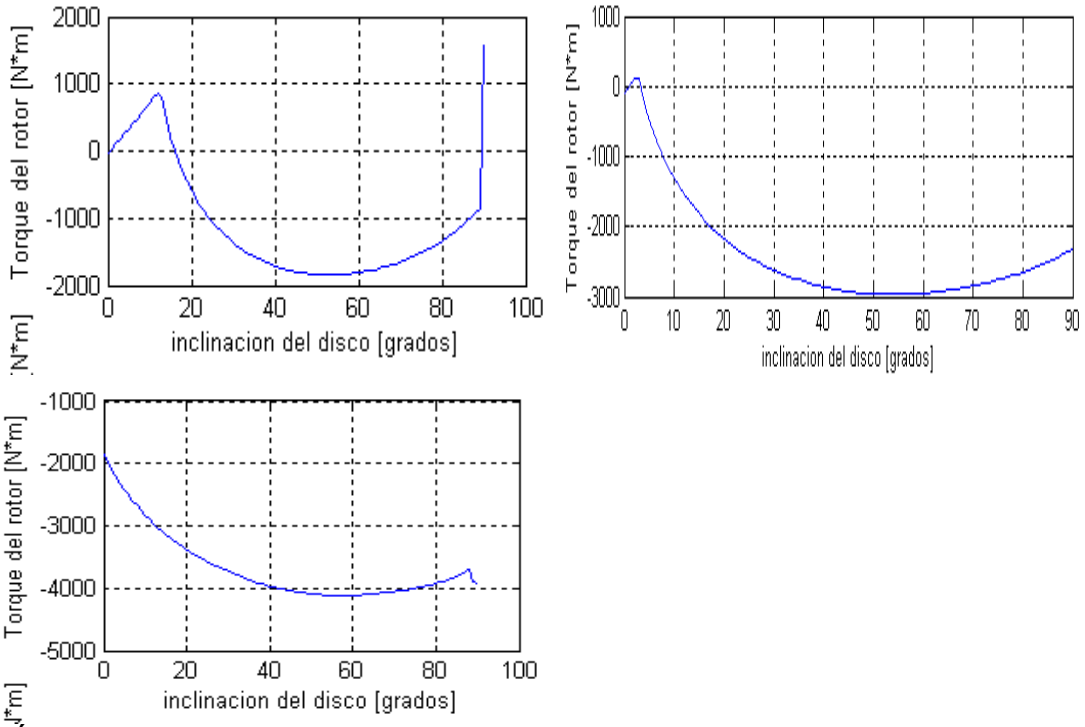
* Ángulos de -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6° y 8° de incidencia de las palas.

Nuevamente se deberá ver la relación entre el torque producido por el rotor y el ángulo de inclinación del disco, para ver si existe una relación entre el máximo factor de carga y el máximo torque producido. En la figura C5, se puede ver que para el caso de los ángulos de incidencia negativos, cuando el ángulo de inclinación del disco es bajo, se tendrán torques negativos, pero a medida que la inclinación aumente, entonces aumentará también el torque, sin presentar disminuciones en su comportamiento, como se puede ver en los casos de los ángulos de incidencia de

las palas positivos, en donde se presenta un pico máximo en el torque y luego este decae rápidamente y vuelve a subir, formando una especie de “U”. Revisando todos los comportamientos del torque con relación a el ángulo de incidencia de las palas, se ve que a medida que se aumenta el ángulo de incidencia, menor es el torque producido del rotor, y a partir de 2º de incidencia, se ve que el valor del torque después de lograr su pico máximo y entrar en la “U”, incluso alcanza valores negativos de torque. Los picos máximos del torque se encuentran en la misma inclinación del disco que se vio anteriormente para el caso del máximo factor de carga de la figura C4. Se puede ver que en todos los comportamientos de torque, el ángulo de incidencia de las palas de 8º, ha producido siempre valores de torque negativo, por lo que se puede pensar que este ángulo de incidencia no será tenido en cuenta para el diseño del sistema de cambio de paso, sino que estará limitado a un rango de valores entre -4º y 6º.

C5. Variación del Torque con relación al ángulo de inclinación del rotor.


Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]
Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]
Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]
Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]


Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]
Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]
Torque del rotor [N*m]
inclinacion del disco [grados]

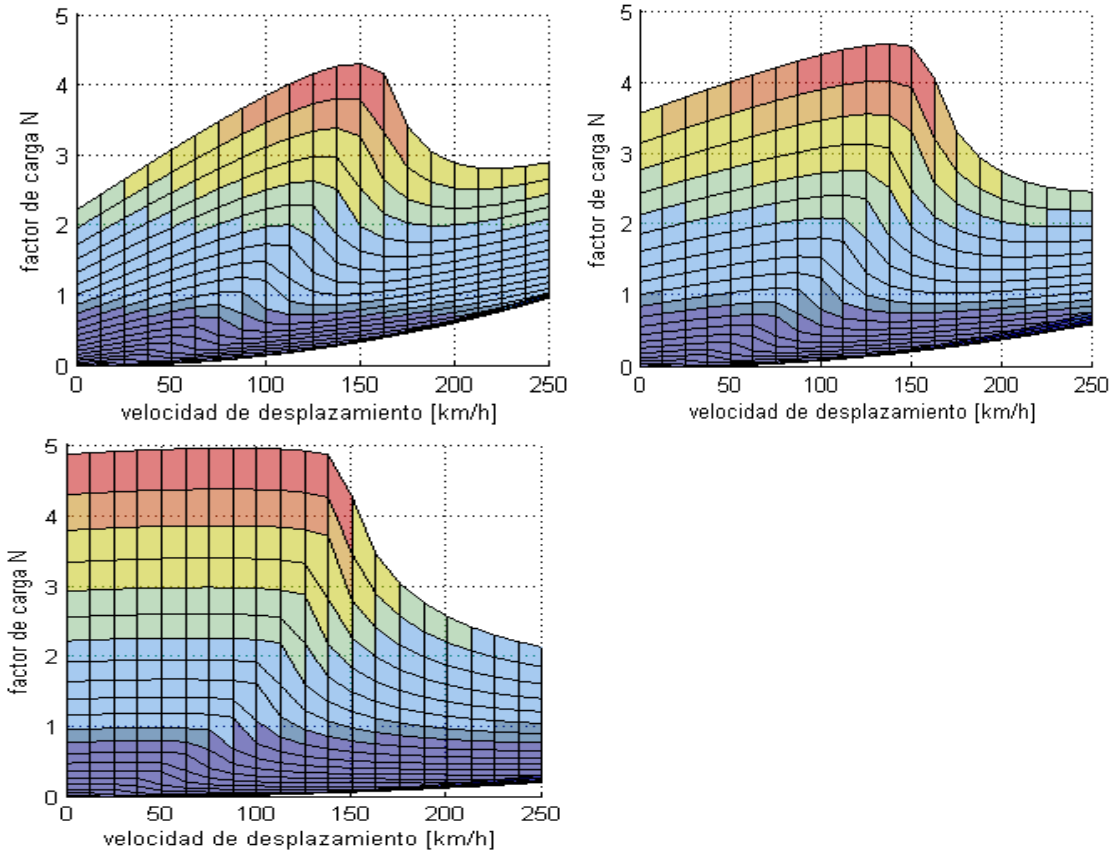
* Ángulos de -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6° y 8° de incidencia de las palas.

Después de ver que el factor de carga tiene un pico máximo variable dependiendo del ángulo de incidencia de las palas, se deben realizar nuevos cálculos del comportamiento del factor de carga y otras características de vuelo en un amplio rango de velocidades de desplazamiento y rotación, pero esta vez con el ángulo de máximo factor de carga que se observo anteriormente, obteniendo unos nuevos cálculos refinados que determinaran la fase crítica de carga que se puede obtener con estas aeronaves. En la figura C6, se observan los recuadros de comportamiento del factor de carga para los distintos ángulos de incidencia de las palas, de modo tal que para cada ángulo de incidencia de estas se tenga un valor distinto del ángulo de inclinación del disco, para tener la condición de máximo factor de carga de acuerdo al ángulo de inclinación del disco, la velocidad de desplazamiento de la aeronave y la velocidad de rotación de las palas. Sin embargo las condiciones de ángulos de incidencia negativos no se tuvieron en cuenta para variar su ángulo de inclinación del disco para obtener un factor de carga máximo, debido a que dentro del diseño de la aeronave no será posible inclinar el rotor mas allá de los 35º, ya que un ángulo mayor causaría un choque entre las palas del rotor y el empenaje de la aeronave. A continuación en la tabla C3, se presentan los resultados de la nueva configuración de ángulos de incidencia de la palas y ángulo de inclinación del rotor.

Tabla C3. Fase crítica de operación del rotor con el ángulo de inclinación del rotor máximo antes de entrar en pérdida.

Ángulo de incidencia de las palas	Ángulo de inclinación del rotor	Velocidad de desplazamiento	Velocidad de rotación	Factor de carga	Torque del rotor	Momento total del rotor
2°	20°	137.5 Km/h	545 rpm	3.5	3000 N*m	-5 N*m
4°	10°	137.5 Km/h	545 rpm	3.5	1500 N*m	10 N*m
6°	2°	125 Km/h	517.5 rpm	3.5	0 N*m	18 N*m

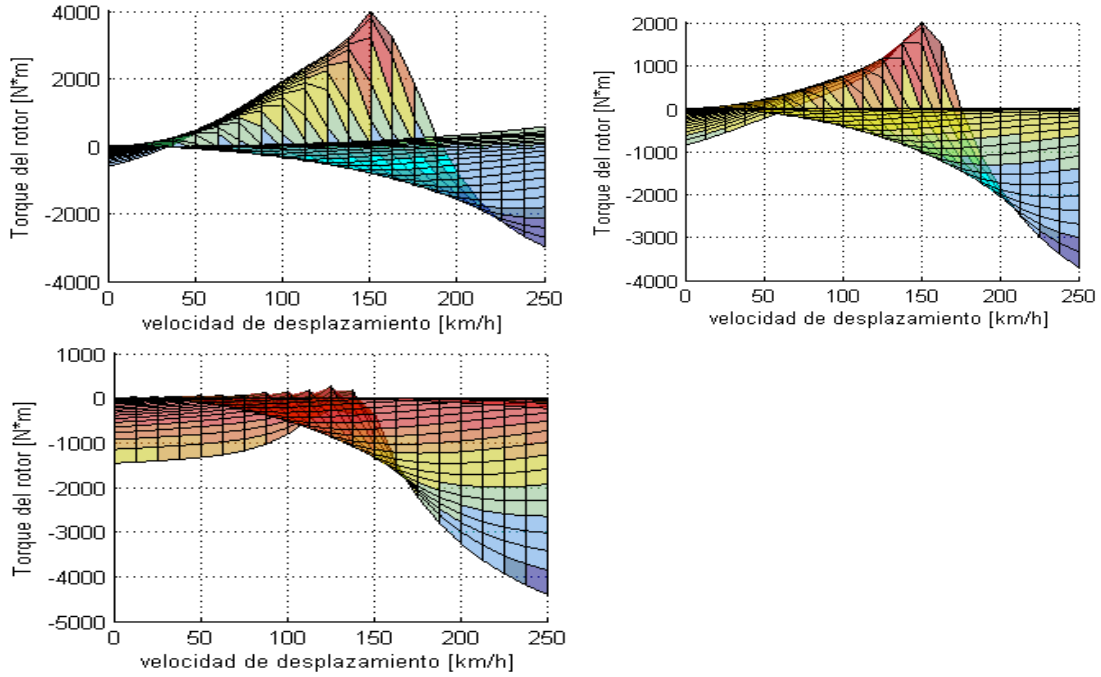
Figura C6. Variación del Factor de carga con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas, para el ángulo de inclinación del rotor critico.



* δ = 2°, θ = 20°; δ = 4°, θ = 10°; δ = 6°, θ = 2°.

El torque del rotor será analizado a continuación en la figura C7, en donde se puede ver el toque producido para cada una de las condiciones anteriormente vistas. En este caso, se ve que le torque máximo se alcanza casi siempre a 150 Km/h para la condición de máxima velocidad de rotación, y luego este desciende rápidamente a valores negativos. Sin embargo cuando la velocidad de rotación es menor que la máxima de 600 rpm's, el torque desciende a valores negativos con velocidades de desplazamiento aun menores, queriendo decir esto que el verdadero limite de operaciones del rotor es el torque, ya que cuando se aumenta la velocidad de desplazamiento, el torque disminuye ocasionando un descenso en la velocidad de rotación de las palas y disminuyendo a su vez el factor de carga del rotor. En el caso del ángulo de incidencia de las palas de 6º y un ángulo de inclinación del disco de 2º se puede ver que no se genera torque positivo que estimule la rotación de las palas, por lo que sin importar que en estas condiciones el factor de carga sea el máximo posible, esta condición no será real, ya que el torque no permitirá que el rotor gire a la velocidad necesaria para tener unos valores de factor de carga tan elevados, y esto se debe a que con un ángulo de inclinación del rotor tan bajito, el flujo de aire a través del rotor no será el suficiente para generar torque debido a la inclinación de los vectores de Lift local que producen tracción positiva.

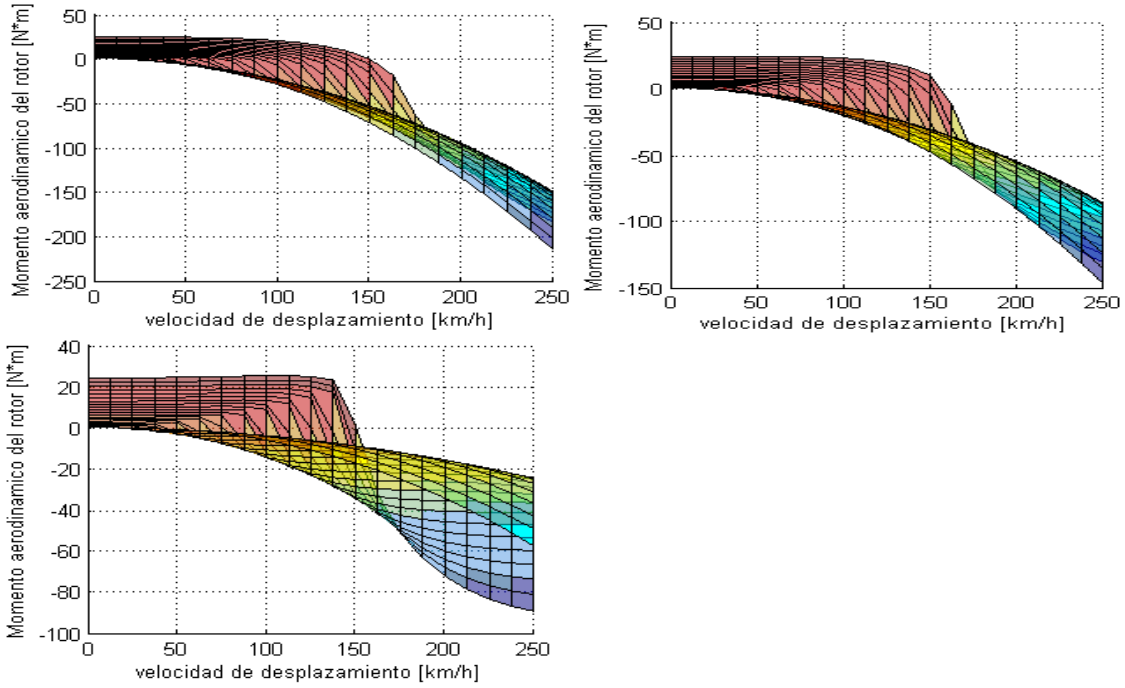
Figura C7. Variación del Torque con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas, para el ángulo de inclinación del rotor critico.



* δ = 2°, θ = 20°; δ = 4°, θ = 10°; δ = 6°, θ = 2°.

El comportamiento del momento total del rotor se analizara a continuación de acuerdo a la figura C8, en donde se presenta el momento del rotor para cada una de las condiciones de ángulo de incidencia de las palas y ángulo de inclinación del disco, para ver el valor más crítico que se puede lograr y así tener un parámetro de diseño para el sistema de cambio de paso del rotor. En estas graficas se puede ver que el valor más crítico del momento es de -210 N*m, correspondiente a un ángulo de incidencia de las palas de 2º y un ángulo de inclinación del rotor de 20º, con una condición de velocidad de desplazamiento máxima de 250 Km/h y una velocidad de rotación máxima de 600 rpm's. Sin embargo este momento es menor al anteriormente observado en la figura C3, y esto se debe a que el momento es ampliamente afectado por el ángulo de inclinación del disco, ya que cuando la inclinación es la máxima permitida por los controles y el diseño de la autogiro, la incidencia de las palas es la mayor, y la velocidad de rotación y desplazamiento son las mayores, entonces se tiene el momento con el mayor valor negativo posible, que es la condición mas critica para el diseño del sistema rotor. El momento crítico de diseño será determinado por la velocidad máxima del autogiro en donde el torque del rotor siga siendo positivo, y el ángulo de inclinación del rotor sea el máximo posible de acuerdo a los límites de operación del sistema de controles del piloto.

Figura C8. Variación del Momento con relación a la velocidad de desplazamiento, velocidad de rotación y ángulo de incidencia de las palas, para el ángulo de inclinación del rotor critico.


Momento aerodinamico del rotor [N*m]
velocidad de desplazamiento [km/h]
Momento aerodinamico del rotor [N*m]
velocidad de desplazamiento [km/h]
Momento aerodinamico del rotor [N*m]
velocidad de desplazamiento [km/h]

* δ = 2°, θ = 20°; δ = 4°, θ = 10°; δ = 6°, θ = 2°.

Tabla C4. Datos finales de las fases criticas de vuelo

δ	θ	V_∞	Ω	Fuerza / Momento	Posición	Valor	Centroide	Momento en el centro de rotación
-4º	35º	225 Km/h	600 rpm	Thrust	Avance	9.105 N	2,401 m	21.861,1 Nm
					Retroceso	9.105 N	3,23 m	29.409,1 Nm
					Rotor	18.211 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	1.345 N	1,809 m	2.433,1 Nm
					Retroceso	2.667 N	3,344 m	8.918,4 Nm
					Rotor	4.012 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	827 N	1,733 m	1.433,2 Nm
					Retroceso	367 N	2,923 m	1.072,7 Nm
					Rotor	1.195 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	8,47 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-87,5 Nm	N/A	N/A
					Rotor	-79,06 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	1.797 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	6.502 Nm	N/A	N/A
					Rotor	8.299 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	132.647 N	2,799 m	N/A
-2º	35º	175 Km/h	600 rpm	Thrust	Avance	9.880 N	2,68 m	26.478,4 Nm
					Retroceso	9.880 N	3,27 m	32.307,6 Nm
					Rotor	19.760 N	N/A	N/A

				Tracción	Avance	1.049 N	2,0 m	2.098 Nm
					Retroceso	2.336 N	3,23 m	7.545,3 Nm
					Rotor	3.386 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	301 N	1,91 m	574,9 Nm
					Retroceso	668 N	2,76 m	1.843,7 Nm
					Rotor	969 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	9,96 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-42,06 Nm	N/A	N/A
					Rotor	-32,1 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	1.530 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	5.701 Nm	N/A	N/A
					Rotor	7.232 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	132.647 N	2,799 m	N/A
0º	35º	125 Km/h	572,5 rpm	Thrust	Avance	9.280 N	2,84 m	26.355,2 Nm
					Retroceso	9.280 N	3,24 m	30.067,2 Nm
					Rotor	18.560 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	704 N	2,14 m	1.506,5 Nm
					Retroceso	1.666 N	3,11 m	5.181,2 Nm
					Rotor	2.371 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	227 N	2,18 m	494,8 Nm
					Retroceso	464 N	2,7 m	1.252,8 Nm
					Rotor	691 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	10,23 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-14,15 Nm	N/A	N/A

				Momento	Rotor	-3,92 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	1.014 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	3.935 Nm	N/A	N/A
					Rotor	4.950 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	120.766 N	2,799 m	N/A
2º	35º	112,5 Km/h	545 rpm	Thrust	Avance	9.447 N	2,89 m	27.301,8 Nm
					Retroceso	9.447 N	3,32 m	31.364 Nm
					Rotor	18.893 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	522 N	2,02 m	1.054,4 Nm
					Retroceso	1.731 N	3,21 m	5.556,5 Nm
					Rotor	2.253 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	226 N	2,16 m	488,1 Nm
					Retroceso	536 N	2,5 m	1.340 Nm
					Rotor	762 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	8,44 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-24,51 Nm	N/A	N/A
					Rotor	-16,07 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	567 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	4.224 Nm	N/A	N/A
					Rotor	4.792 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	109.443 N	2,799 m	N/A
2º	20º	137,5 Km/h	545 rpm	Thrust	Avance	7.918 N	2,82 m	22.328,7 Nm
					Retroceso	7.918 N	3,336 m	26.414.4 Nm

				Thrust	Rotor	15.837 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	190 N	1,07 m	203.3 Nm
					Retroceso	1.339 N	3,26 m	4.365,1 Nm
					Rotor	1.529 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	154 N	2,61 m	401,9 Nm
					Retroceso	408 N	2,86 m	1.166,9 Nm
					Rotor	563 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	13,64 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-13,59 Nm	N/A	N/A
					Rotor	0,046 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	-199 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	3.193 Nm	N/A	N/A
					Rotor	2.993 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	109.443 N	2,799 m	N/A
4º	35º	75 Km/h	517,5 rpm	Thrust	Avance	9.063 N	3,005 m	27.234,3 Nm
					Retroceso	9.063 N	3,269 m	29.626,9 Nm
					Rotor	18.126 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	335 N	2,15 m	720,2 Nm
					Retroceso	1.157 N	3,11 m	3.598,3 Nm
					Rotor	1.492 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	185 N	2,48 m	458,8 Nm
					Retroceso	424 N	2,79 m	1.182,9 Nm
					Rotor	609 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	8,38 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-5,32 Nm	N/A	N/A

				Momento	Rotor	3,06 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	261 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	2.420 Nm	N/A	N/A
					Rotor	2.681 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	98.677 N	2,799 m	N/A
4º	10º	137,5 Km/h	545 rpm	Thrust	Avance	7.884 N	2,91m	22.942,4 Nm
					Retroceso	7.884 N	3,36 m	26.490,2 Nm
					Rotor	15.768 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	-159 N	4,11 m	-653,5 Nm
					Retroceso	1.073 N	3,29 m	3.530,1 Nm
					Rotor	914 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	138 N	2,99 m	412,6 Nm
					Retroceso	319 N	2,96 m	944,2 Nm
					Rotor	458 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	15,18 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-6,06 Nm	N/A	N/A
					Rotor	9,12 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	-1.072 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	2.590 Nm	N/A	N/A
					Rotor	1.518 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	109.443 N	2,799 m	N/A
6º	35º	62,5 Km/h	517,5 rpm	Thrust	Avance	9.989 N	3,06 m	30.566,3 Nm
					Retroceso	9.989 N	3,32 m	33.163,5 Nm
					Rotor	19.979 N	N/A	N/A

				Tracción	Avance	192 N	1,76 m	337,9 Nm
					Retroceso	1.157 N	3,18 m	3.679,2 Nm
					Rotor	1.349 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	218 N	2,67 m	582 Nm
					Retroceso	513 N	2,78 m	1.426,1 Nm
					Rotor	731 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	8,27 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	-11,22 Nm	N/A	N/A
					Rotor	-2,95 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	-244 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	2.256 Nm	N/A	N/A
					Rotor	2.011 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	98.667 N	2,799 m	N/A
6º	2º	125 Km/h	517,5 rpm	Thrust	Avance	7.299 N	3,023 m	22.064,9 Nm
					Retroceso	7.299 N	3,35 m	24.451,6 Nm
					Rotor	14.597 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	-388 N	3,18 m	-1.074,8 Nm
					Retroceso	749 N	3,38 m	2.531,6 Nm
					Rotor	361 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	122 N	3,102 m	378,44 Nm
					Retroceso	229 N	3,35 m	767,1 Nm
					Rotor	352 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	13,6 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	3,71 Nm	N/A	N/A
					Rotor	17,31 Nm	N/A	N/A

				Torque	Avance	-1.614 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	1.747 Nm	N/A	N/A
					Rotor	132 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	98.667 N	2,799 m	N/A
8º	35º	37,5 Km/h	490 rpm	Thrust	Avance	9.646 N	3,11 m	29.999 Nm
					Retroceso	9.646 N	3,27 m	31.542,4 Nm
					Rotor	19.292 N	N/A	N/A
				Tracción	Avance	100 N	1,69 m	169 Nm
					Retroceso	710 N	3,12 m	2.215,2 Nm
					Rotor	810 N	N/A	N/A
				No Tracción	Avance	257 N	3,02 m	776,1 Nm
					Retroceso	315 N	2,72 m	856,8 Nm
					Rotor	572 N	N/A	N/A
				Momento	Avance	-1,08 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	7,71 Nm	N/A	N/A
					Rotor	6,62 Nm	N/A	N/A
				Torque	Avance	-607 Nm	N/A	N/A
					Retroceso	1.358 Nm	N/A	N/A
					Rotor	751 Nm	N/A	N/A
				Fuerza centrifuga	N/A	88.468 N	2,799 m	N/A

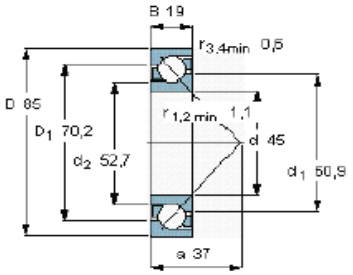
ANEXO D. Selección del rodamiento, Datos técnicos y vida nominal

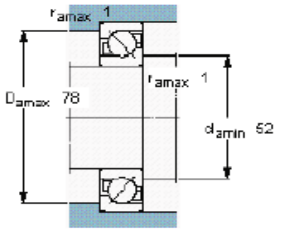
Visión 3D | PDF | CAD | IMP | Imprimir | Cerrar

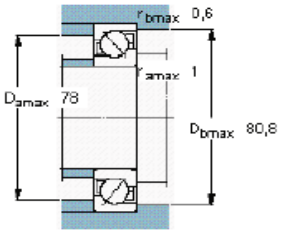
Rodamientos de bolas con contacto angular, de una hilera

Tolerancias , ver también el texto
Juego axial interno, a), b), precarga, ver también el texto
Ajustes recomendados
Tolerancias del eje y del alojamiento

Dimensiones principales			Capacidades de carga dinámica	estática	Carga límite de fatiga	Velocidades Velocidad de referencia	Velocidad límite	Masa	Designación
d	D	B	C	C_0	P_u				
mm			kN		kN	rpm		kg	-
45	85	19	37,7	28	1,2	9000	9000	0,43	7209 BECBJ







Factores de cálculo
k_r 0,095
k_a 1,4
e 1,14
X 0,35
Y 0,57
Y_0 0,26

SKF Imprimir

Vida del rodamiento

Se ha tenido el máximo cuidado para garantizar la exactitud de este cálculo, pero no se acepta ninguna responsabilidad por pérdidas o daños, ya sean directos, indirectos o consecuentes, que se produzcan como resultado del uso de dicho calculo.

Véase la sección "Vida nominal SKF"

Seleccionar η_c	Rodamiento	7209 BECBJ
0.5	d [mm]	45
	D [mm]	85
	C [kN]	37.7
	P_u [kN]	1.2
	P [kN]	4.41
	n [r/min]	385
	v [mm²/s]	120

		L_{10}	620	L_{10h}	27000
κ	3.59				
v_1	33.4				
a_{SKF}	12.2	L_{10m}	7640	L_{10mh}	330700

Método antiguo a_{23} para una comparación

a_{23}	2.32	L_{10a}	1450	L_{10ah}	62900

Para los rodamientos lubricados con grasa, compruebe la vida de la grasa. Véase la sección "Lubricación con grasa"
Para el cálculo de dos rodamientos en un eje, consulte el programa "SKF Bearing Select"
Para calcular el factor de contaminación η_c, consulte el programa "SKF Bearing Select"

SKF Imprimir

Vida del rodamiento

Se ha tenido el máximo cuidado para garantizar la exactitud de este cálculo, pero no se acepta ninguna responsabilidad por pérdidas o daños, ya sean directos, indirectos o consecuentes, que se produzcan como resultado del uso de dicho calculo.

Véase la sección "Vida nominal SKF"

Seleccionar η_c	Rodamiento	7209 BECBJ
0,5	d [mm]	45
	D [mm]	85
	C [kN]	37,7
	P_u [kN]	1,2
	P [kN]	15,43
	n [r/min]	600
	v [mm²/s]	120

		L_{10}	15	L_{10h}	410
κ	5,28				
v_1	22,7				
a_{SKF}	1,84	L_{10m}	27	L_{10mh}	750

Método antiguo a_{23} para una comparación

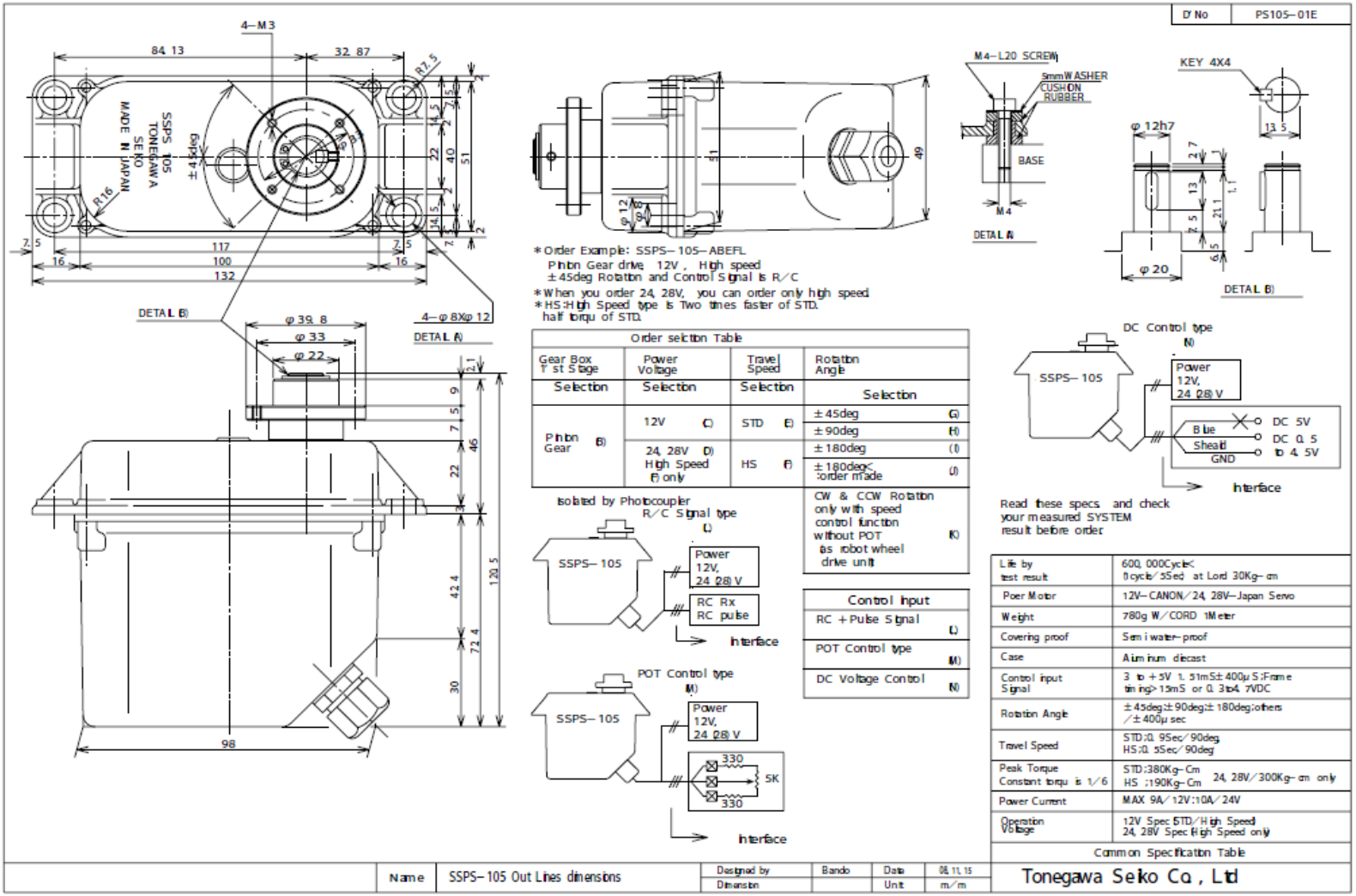
a_{23}	2,5	L_{10a}	36	L_{10ah}	1010

Para los rodamientos lubricados con grasa, compruebe la vida de la grasa. Véase la sección "Lubricación con grasa"

Para el cálculo de dos rodamientos en un eje, consulte el programa "SKF Bearing Select"

Para calcular el factor de contaminación η_c, consulte el programa "SKF Bearing Select"

ANEXO E. Data sheet del servo SSPS-105



ANEXO F. Instrumentos de un autogiro

Instrumentos de navegacion		
Nombre	**Imagen**	**Características**
Anemómetro		Este instrumento mide la velocidad del avión con referencia al aire que lo rodea, en realidad mide la velocidad con la que fluye el aire por una sección determinada, por lo que su denominación correcta desde el punto de vista técnico es la de Anemómetro que es precisamente el instrumento que mide la velocidad del aire o el viento
Altímetro		El altímetro muestra la altura a la cual está volando el avión. El hecho de que sea el único aparato que indica la altitud del aeroplano hace del altímetro unos de los instrumentos más importantes. Para interpretar su información, el piloto debe conocer sus principios de funcionamiento y el efecto de la presión atmosférica y la temperatura sobre este instrumento.
Brújula		La brújula magnética sirve como una herramienta direccional al alinearse por sí sola en la dirección de los polos magnéticos terrestres. Nos permite conocer el rumbo magnético del avión. Si queremos fijar un rumbo medido sobre una carta de navegación, sumaremos al rumbo geográfico la declinación magnética de la zona. La lectura suele ser el rumbo en grados dividido por 10.

Manómetro Trim/Freno del rotor		
Tacómetro del rotor		
Tacómetro del motor		Básicamente se usa para saber la potencia que da el avión, siempre y cuando no llevemos un avión con paso de hélice variable, ya que nos indicará exactamente las revoluciones por minuto que da el motor o la hélice que es lo mismo, con lo que sabremos la tracción que nos dará esta.Tiene una ventanilla en donde nos muestra el numero de horas de vuelo que ha realizado el motor (aunque en el simulador no nos lo da). Asi mismo, pueden tener unas marcas para indicar la potencia máxima del motor (en rojo) y el numero máximo de revoluciones del motor en distintas fases de vuelo.

Temp. Culata		
Temp. Aceite		En los aviones pequeños normalmente no vienen indicadores de temperatura de los cilindros, en ese caso nos fijaremos en el indicador de temperatura del aceite para saber en que limites se está moviendo el motor. Cuando acabamos de arrancar el motor, deberemos esperar a que la temperatura del aceite suba antes de hacer cualquier prueba del motor o el despegue. A veces viene acompañado por un indicador de la presión del aceite. Si durante el vuelo o en tierra vemos que la presión baja mucho, debemos aterrizar inmediatamente o parar el motor si estamos en tierra ya que puede causar graves daños en el motor.
Indicador de presión aceite		Diseñado específicamente para los motores ROTAX 912/914 con serigrafía de las zonas rojas verdes y amarillas.

Indicador de presión de gasolina		Este reloj nos indica la presión absoluta en el colector de entrada de la mezcla aire-combustible. En un avión con una hélice de velocidad constante (o sea con paso de hélice variable), se debe ajustar conjuntamente con el indicador de r.p.m para ajustar la potencia del motor (a veces viene con un indicador de consumo de combustible por hora). Para cada avión existen unas tablas que siempre consulta el piloto para saber en todo momento los ajustes que tiene que hacer para no sobrepasar la presión máxima de admisión, si no se corre el riesgo de clavar el motor. Pueden venir acompañados por un indicador de mezcla que nos da el % de mezcla que se está aplicando.
Indicador de combustible		Los indicadores de combustible nos indican el combustible que tenemos disponible, lleva unos indicadores que nos señalan si el depósito esta lleno F (Full) o vacío E (Empty)
Cuenta-horas		
Variometro		Mide la velocidad vertical del avión en pies por minuto. Indicar que en el también denominado Variómetro, la escala del indicador de velocidad vertical esta graduada de cien en cien pies hasta un máximo de 2.000 pies, y que en aviones mayores suele ser de 6.000 pies con marcas de cien en cien hasta 1.000 pies y de 500 en 500 hasta los 6.000 pies por minuto. Una nota importante es que normalmente tienen un error de retraso, o sea que si nos ponemos a subir a 1.000 pies por minuto, aunque el Variómetro inmediatamente indicará que subimos, puede llegar a tardar entre 6 y 9 segundos en indicar 1.000 pies por minuto.

ANEXO G. Tablas de especificación de los materiales

Table 2.6.9.0(a). Material Specifications for 17-4PH Stainless Steel

Specification	Form
AMS 5604	Sheet, strip, and plate
AMS 5643	Bar, forging, and ring
AMS 5342	Investment casting (H1100)
AMS 5343	Investment casting (H1000)
AMS 5344	Investment casting (H900)

Table 5.4.1.0(c_1). Design Mechanical and Physical Properties of Ti-6Al-4V Bar

Specification	AMS 4928												
Form	Bar												
Condition	Annealed												
Thickness or diameter, in.	<0.500	0.500-1.000		1.001-2.000		2.001-3.000		3.001-4.000		4.001-5.000		5.001-6.000	
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:													
F_{tu}, ksi:													
L	135	135[a]	142	134	140	130[a]	138	130	135	128	133	125	131
LT	135[b]	135[a]	144	135[a]	143	130[a]	142	130[a]	141	130[a]	139	130[a]	138
F_{ty}, ksi:													
L	125	125[c]	134	125[c]	131	120[c]	128	120	125	117	122	114	119
LT	125[b]	125[c]	134	125[c]	132	120[c]	131	120[c]	129	120[c]	127	119	125
F_{cy}, ksi:													
L	129	129	138	129	135	...	...	...	...	...	...	...	...
LT	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{su}, ksi	83	83	87	82	86	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{bru}, ksi:													
(e/D = 1.5)	201	201	212	200	209	...	...	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	253	253	266	251	262	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{bry}, ksi:													
(e/D = 1.5)	177	177	190	177	186	...	...	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	205	205	220	205	215	...	...	...	...	...	...	...	...
e, percent (S-basis):													
L	10	10	...	10	...	10	...	10	...	10	...	10	...
LT	10[b]	10[b]	...	10[b]	...	10[b]	...	10	...	10	...	10	...
ST	...	...	...	...	...	10[b]	...	10	...	8	...	8	...
RA, percent (S-basis):													
L	25	25	...	25	...	25	...	25	...	20	...	20	...
LT	20[b]	20[b]	...	20[b]	...	20[b]	...	20	...	20	...	20	...
ST	...	...	...	...	...	15[b]	...	15	...	15	...	15	...
E, 10^3 ksi	16.9												
E_c, 10^3 ksi	17.2												
G, 10^3 ksi	6.2												
μ	0.31												
Physical Properties:													
ω, lb/in.^{3}	0.160												
C, K, and α	See Figure 5.4.1.0												

a S-basis. The rounded T_{99} values for F_{tu} are as follows: 0.500-1.000 (L) = 137 ksi and (LT) = 140 ksi, 1.001-2.000 (LT) = 139 ksi, 2.001-3.000 (L) = 132 ksi and (LT) = 138 ksi, 3.001-4.000 (LT) = 136 ksi, 4.001-5.000 (LT) = 135 ksi, and 5.001-6.000 (LT) = 134 ksi.
b Applicable, providing LT or ST dimension is ≥ 2.500 inches.
c S-basis. The rounded T_{99} values for F_{ty} are as follows: 0.500-1.000 (L)and (LT) = 129 ksi, 1.001-2.000 (L) = 126 ksi and (LT) = 127 ksi, 2.001-3.000 (L) = 123 ksi and (LT) = 127 ksi, 3.001-4.000 (LT) = 123 ksi, and 4.001-5.000 (LT) = 121 ksi.

Table 2.6.9.0(e). Design Mechanical and Physical Properties of 17-4PH Stainless Steel Bar

Specification	AMS 5643										
Form	Bar										
Condition	H900		H925		H1025	H1075		H1100	H1150		H1150M[a]
Thickness or diameter, in.	<8.000										
Basis	A	B	A	B	S	A	B	S	A	B	S[a]
Mechanical Properties:[b]											
F_{tu}, ksi:											
L	190	195	170	178	155	143	150	140	125	134	115
T	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{ty}, ksi:											
L	170	175	155[c]	167	145	125[d]	143	115	100	115	75
T	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{cy}, ksi:											
L	170	175	...	...	139	...	...	...	90	104	...
T	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
F_{su}, ksi	123	126	...	...	95	...	...	...	79	85	...
F_{bru}, ksi:											
(e/D = 1.5)	313	322	...	...	263[e]	...	...	...	213[e]	228[e]	...
(e/D = 2.0)	380	390	...	...	332[e]	...	...	...	270[e]	289[e]	...
F_{bry}, ksi:											
(e/D = 1.5)	255	262	...	...	211[e]	...	...	...	152[e]	175[e]	...
(e/D = 2.0)	280	288	...	...	250[e]	...	...	...	181[e]	208[e]	...
e, percent (S-basis):											
L	10	...	10	...	12	13	...	14	16	...	18
E, 10^3 ksi	28.5										
E_c, 10^3 ksi	30.0										
G, 10^3 ksi	11.2										
μ	0.27										
Physical Properties:											
ω, lb/in.^{3}	0.282 (H900), 0.283 (H1075), 0.284 (H1150)										
C, K, and α	See Figure 2.6.9.0										

a Not covered by AMS 5643. S values are producer's guaranteed minimum tensile properties.
b Design allowables were based upon data from samples of material, supplied in the solution treated condition, which were aged to demonstrate response to heat treatment by suppliers.
c S-basis. Rounded T_{99} value = 157 ksi.
d S-basis. Rounded T_{99} value = 136 ksi.
e Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1.

ANEXO H. Acero AISI grado 18 NI

AISI Grade 18Ni (350) Maraging Steel, Aged, at RT, tested longitudinal, round bar 16 mm

Categories: Metal; Ferrous Metal; Alloy Steel; Low Alloy Steel; Carbon Steel; Low Carbon Steel; Maraging Steel

Material Notes: **Applications:** Bearings, Belleville springs, bolts, cannon recoil springs, rocket motor and missiles cases, couplings, load cells, flexures for guidance mechanisms of missiles, helicopter drive shafts, transmission shafts, fan shafts in commercial jet engines, aircraft wing components and forgings, aluminum die casting dies, cold forming dies, plastic molding dies, cores, pins, punches, and trim knees.

Key Words: UNS K93120

Vendors: **Click here to view all available suppliers for this material.**

Please click here if you are a supplier and would like information on how to add your listing to this material.

Printer friendly version | Download as PDF | Download to Excel (requires Excel and Windows)
Export data to your CAD/FEA program

Add to Folder: My Folder 0/3

Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	8.08 g/cc	0.292 lb/in³	

Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Tensile Strength, Ultimate	2415 MPa	350300 psi	
Tensile Strength, Yield	2363 MPa @Strain 0.200 %	342700 psi @Strain 0.200 %	
Elongation at Break	7.50 %	7.50 %	In gage length 4.5 times the square root of the area.
Reduction of Area	35.4 %	35.4 %	
Modulus of Elasticity	200 GPa	29000 ksi	
Bulk Modulus	140 GPa	20300 ksi	Typical for steel.
Poissons Ratio	0.300	0.300	Calculated
Shear Modulus	77.0 GPa	11200 ksi	Estimated from elastic modulus

ANEXO I. Aplicativo de cálculos aerodinámicos para autogiros.

Ver contenido de CD, anexo I.

ANEXO J. Planos del sistema del rotor de paso variable

Ver contenido de CD, anexo J

ANEXO K. Video de animación del funcionamiento del sistema de palancas y bellcranks

Ver contenido de CD, anexo K.

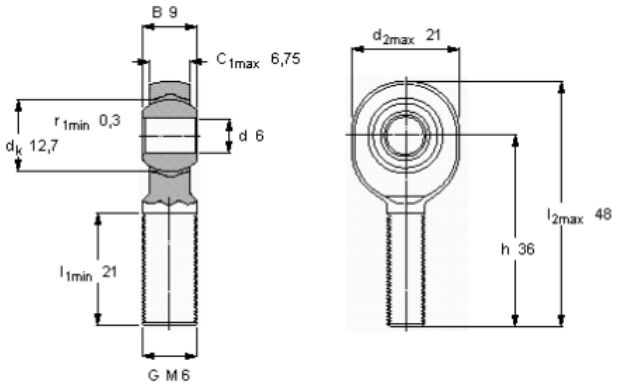
ANEXO L. Rotulas seleccionadas para el mecanismo de cambio de paso

Visión 3D | PDF | CAD | IMP | Imprimir | Cerrar

Cabezas de articulación libres de mantenimiento, con rosca macho, acero con compuesto PTFE

Tolerancias , ver también el texto
Juego radial interno, ver también el texto
- Acero/material compuesto de bronce sinterizado
- Acero/tejido PTFE
- Acero/plástico reforzado con fibra de vidrio

Dimensiones principales						Ángulo de inclinación	Capacidad de carga básica dinámica	estática	Masa	Designación Cabeza de articulación con rosca a derechas y a izquierdas
d	d_2	B	d_3 6g	C_1	h	±	C	C_0		
mm						grados	kN		kg	-
6	21	9	M 6	6,75	36	13	4,25	6,8	0,021	**SAKB 6 F**



Factor de carga específica:
K 50

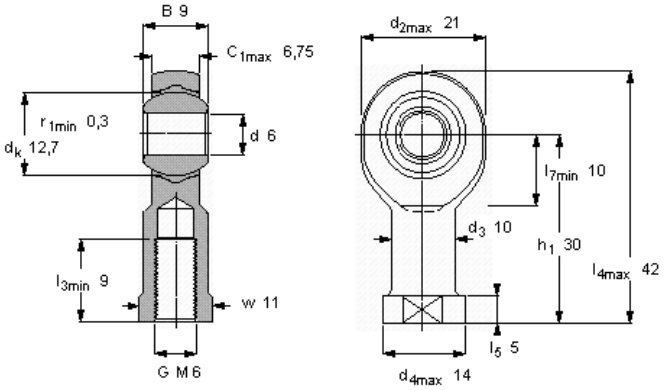
Constante del material
K_M 530

Visión 3D | PDF | CAD | IMP | Imprimir | Cerrar

Cabezas de articulación libres de mantenimiento, con rosca hembra, acero con compuesto PTFE

Tolerancias , ver también el texto
Juego radial interno, ver también el texto
- Acero/material compuesto de bronce sinterizado
- Acero/tejido PTFE
- Acero/plástico reforzado con fibra de vidrio

Dimensiones principales						Ángulo de inclinación	Capacidad de carga básica dinámica	estática	Masa	Designación Cabeza de articulación con rosca a derechas y a izquierdas
d	d_2	B	d_3 6H	C_1	h_1	±	C	C_0		
mm						grados	kN		kg	-
6	21	9	M6	6,75	30	13	4,25	6,8	0,028	**SIKB 6 F**



Tolerancias
d_3 6H
w h14

Factor de carga específica:
K 50

Constante del material
K_M 530

ANEXO M. Regresión lineal a graficas de dispersión estadística

Procedimiento realizado para obtener una regresión lineal por medio de Excel.

1. Con la tabla de datos, se identifican las variables tanto dependientes como independientes, es decir los valores correspondientes al eje Y y al eje X.

2. Con los datos seleccionados se dirige a la opción Dispersión contenida en la opción insertar de Excel, allí se elige la forma en que se quiere ver la grafica.

3. Luego de obtener la grafica de dispersión estadística, se dan los nombres a cada eje esto se logra a través de la opción diseño de grafico.

4. Haciendo clic derecho sobre los puntos seleccionados, se toma la opción agregar línea de tendencia.

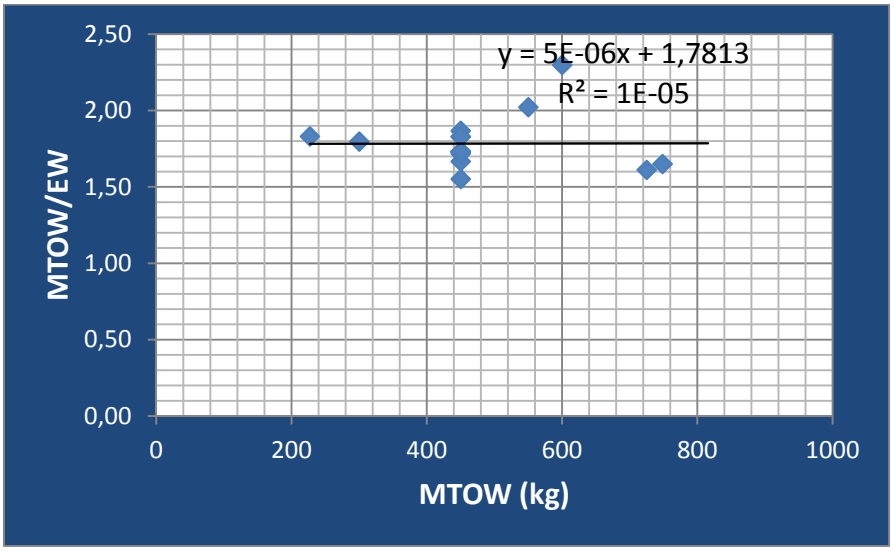
5. En la ventana formato de línea de tendencia que se abre, se selecciona presentar ecuación en el grafico y presentar el valor R cuadrado en el grafico y en tipo de tendencia o regresión se elije “Lineal”.(esto depende de la dispersión que se tenga en las graficas y se debe tomar la que mejor se ajuste)

6. Debajo de la opción de línea de tendencia encontramos 3 más que nos permiten darle un formato a nuestra línea allí podemos hacer modificaciones de acuerdo a nuestro gusto

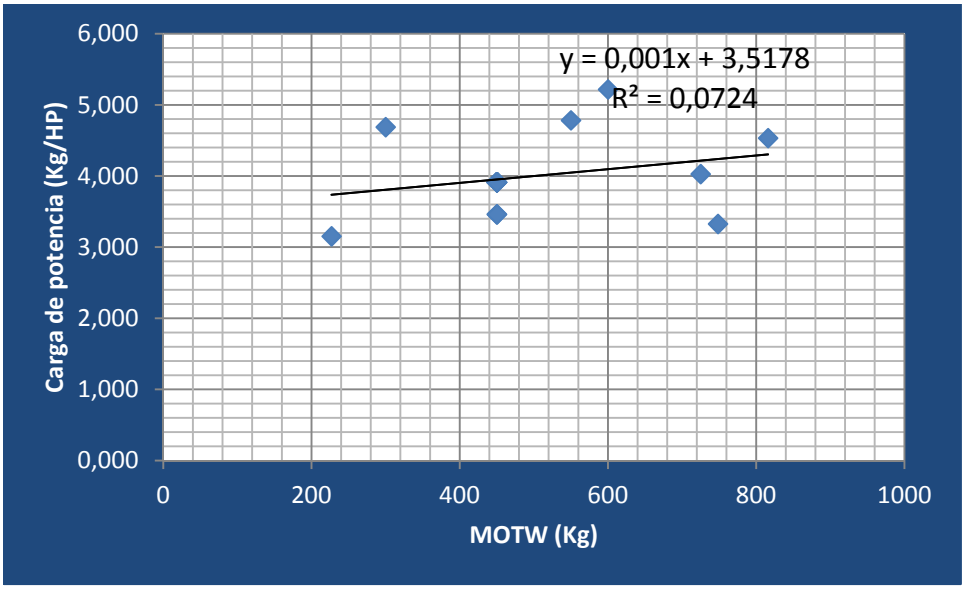
7. Finalmente sobre la grafica se observara, la línea de tendencia, la ecuación de la recta (Y), y el valor de R^2.

A continuación se presentan 3 graficas donde se evidencia que la dispersión que no permite un buen resultado en la regresión lineal.

MTOW/EW vs MTOW para autogiros de 2 plazas.



Carga de potencia vs MTOW para autogiros de 2 plazas.



Diámetro de disco vs MTOW para autogiros de 2 plazas.